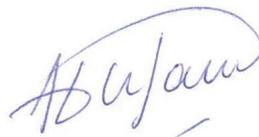


**Министерство образования и науки Российской Федерации**

**МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ**

(национальный исследовательский университет)



*На правах рукописи*

**Ивашова Наталия Дмитриевна**

**СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДОЧНЫМ МАНЕВРОМ  
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ДЕЙСТВИИ БОКОВОГО  
ВЕТРА**

Специальность 05.13.01 – «Системный анализ, управление и обработка информации»  
(информатика, управление и вычислительная техника)

Диссертация на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор

заслуженный деятель науки РФ

**Лебедев Георгий Николаевич**

Москва – 2015

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
<b>ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ИЗВЕСТНЫХ СИСТЕМ ПОСАДКИ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ .....</b>	<b>8</b>
1.1 Анализ известных систем управления посадкой самолета.....	8
1.2 Анализ известных способов посадки самолета при боковом ветре.....	21
1.3 Анализ известных методов теории оптимального управления.....	23
1.4 Постановка задачи.....	32
1.5 Выводы по главе 1 .....	36
<b>ГЛАВА 2. ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ МНОГОРЕЖИМНОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА ПРИ СНИЖЕНИИ ПО ГЛИССАДЕ И ВЫРАВНИВАНИИ .....</b>	<b>37</b>
2.2 Выбор алгоритмов автоматического управления боковым движением..	38
2.3 Выбор алгоритмов управления продольным движением .....	40
2.4 Выводы по главе 2 .....	43
<b>ГЛАВА 3. ФОРМИРОВАНИЕ ЛОГИКИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ С ОДНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА НА ДРУГОЙ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКЕ. ....</b>	<b>44</b>
3.1 Определение необходимых расстояний на выполнение каждого из четырех режимов полета .....	45
3.2 Определение контрольных значений высоты полета при посадке в точках переключения .....	46
3.3 Оценка необходимого бокового и углового положения БЛА на первом участке маневра.....	48
3.4 Назначение уставок в регуляторы управления посадкой.....	48
3.5 Алгоритм автоматического переключения режимов управления посадкой при использовании трех регуляторов .....	50
3.6 Выводы по главе 3 .....	53
<b>ГЛАВА 4. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ КООРДИНАЦИИ БОКОВОГО И ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ С ЦЕЛЬЮ ОДНОВРЕМЕННОГО ОБНУЛЕНИЯ НУЖНЫХ КООРДИНАТ ПОЛОЖЕНИЯ И СКОРОСТИ В ТОЧКЕ ПРИЗЕМЛЕНИЯ.....</b>	<b>54</b>
4.1 Постановка задачи оптимального управления координированным движением при посадке.....	54
4.2 Формулировка задачи оптимального управления с помощью динамического программирования .....	56

4.3	Сокращение числа алгебраических уравнений при нахождении коэффициентов функции Беллмана .....	60
4.4	Получение коэффициентов функции Беллмана и передаточных чисел квазилинейных регуляторов в квадратурах .....	61
4.5	Синтез регуляторов бокового и продольного движений, координированных по положению и скорости.....	63
4.6	Выводы по главе 4.....	66
<b>ГЛАВА 5. МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ЭВМ ПРОЦЕССОВ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ ПРИ СИЛЬНОМ БОКОВОМ ВЕТРЕ ....</b>		<b>67</b>
5.1.	Моделирование без учета перекрестных связей между каналами.....	70
5.2.	Моделирование с учетом перекрестных связей .....	72
5.3.	Моделирование с учетом бокового и встречного ветра.....	77
5.4.	Моделирование с учетом турбулентности ветра .....	79
5.5.	Идентификация бокового ветра .....	84
5.6.	Результаты моделирования идентификатора ветра .....	86
5.7.	Выводы по главе 5 .....	88
<b>ГЛАВА 6. ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ПРИЗЕМЛЕНИЯ В ВИДЕ ЕДИНОГО ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО КРИТЕРИЯ И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В АВТОМАТИЧЕСКОМ ОПРЕДЕЛЕНИИ РИСКА БЕЗОПАСНОСТИ ПРИЗЕМЛЕНИЯ.....</b>		<b>89</b>
6.1	Формирование единого параметрического критерия безопасности приземления в конце посадочного маневра .....	89
6.2	Построение области приемлемого качества движения ЛА в точке начала выравнивания на основе результатов моделирования на ЭВМ .....	92
6.3	Оценка влияния процесса координации работы каналов управления боковым и продольным движением ЛА на область принятия решений.....	96
6.4	Выводы по главе 6.....	101
<b>ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....</b>		<b>102</b>
<b>СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....</b>		<b>103</b>
<b>ПРИЛОЖЕНИЕ .....</b>		<b>107</b>

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность работы.** Существующая практика посадки пилотируемых самолетов в гражданской авиации показывает, что при сильном боковом ветре в основном используются два типа маневров при снижении по глиссаде – в одном случае отклонение по курсу ликвидируется при управлении по крену, и тогда возникает либо приземление на одно колесо шасси, либо оказывается значительной боковая скорость, что недопустимо при недостаточной прочности стоек шасси.

В другом случае осуществляется предварительное отклонение в сторону ветра, и вблизи земли ненулевой курс выравнивается без крена, но при этом боковая скорость оказывается еще больше, чем в первом случае. Таким образом, известными способами ручного управления невозможно одновременно свести к нулю углы крена, пути и курса в момент приземления.

Особенно остро существует проблема безопасной посадки на шасси у легких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в сложных погодных условиях, когда в отсутствие человека необходимо решить задачу автоматического управления либо с борта, либо с земли. Поэтому тема данной диссертационной работы, посвящённая задаче автоматической посадки БЛА при сильном боковом ветре, является **актуальной**.

**Цель диссертационной работы** – это повышение безопасности посадки БЛА при расширенном диапазоне ветровых возмущений.

**Объект исследований** – система автоматического управления посадкой БЛА при снижении по глиссаде и выравнивании.

**Предметом исследования** является многорежимное управление боковым и продольным движением, определение области приемлемых отклонений БЛА от номинальной траектории в начале выравнивания и оценка преимуществ предложенного подхода.

**На защиту выносятся следующие основные научные положения:**

1. Многорежимный способ выполнения посадочного маневра при начальном боковом движении в попутную ветру сторону от линии пути, а затем – навстречу ветру при снижении по глиссаде и управлении по крену, чтобы на конечном участке выравнивания устранить отклонения по курсу и путевому углу при управлении рулём направления.
2. Формулы расчета моментов переключения режимов управления боковым движением ЛА и соответствующих уставок в регуляторы.
3. Алгоритмы координации работы каналов бокового и продольного движения с помощью изменения передаточных чисел квазилинейных регуляторов.
4. Единый параметрический критерий оценки качества приземления и границы области приемлемого качества полета ЛА в точке выравнивания, внутри которой гарантируется безопасность посадки.

**Научная новизна** полученных результатов состоит в следующем:

1. В предложенном способе выполнения маневра летательный аппарат не движется все время вдоль заданной линии пути, а осуществляет отход от неё с последующим возвращением. Однако к началу выравнивания боковое движение в отличие от известных способов происходит навстречу ветру. Это создаёт принципиальную возможность при выравнивании добиться одновременного обнуления путевого и курсового углов в точке приземления при отсутствии крена.
2. При разбиении процесса посадки на 4 участка для каждого из них аналитически определены их границы и уставки в регуляторы как алгебраические функции от скорости ЛА и силы бокового ветра. Это позволяет в реальном масштабе времени автоматизировать процесс переключения режимов управления посадкой.
3. Найденный на основе динамического программирования алгоритм координации позволил получить структуру не линейных, а квазилинейных регуляторов управления элеронами и руля высоты. При этом предложено

увеличивать передаточные числа в одном регуляторе при одновременном их уменьшении в другом в зависимости от отставания или опережения работы одного канала от другого.

4. Предложенный единый параметрический критерий качества приземления учитывает с помощью мультипликативных членов неудачное сочетание в точке приземления отклонений по положению, курсу и путевой скорости от линии пути. С его помощью найдена область приемлемых отклонений в точке начала выравнивания, что позволяет при выходе из неё сформировать вынужденную команду ухода на повторный круг.

**Практическая ценность** работы состоит в том, что с помощью предложенного подхода удастся значительно расширить условия разрешенной посадки при силе бокового ветра, в  $1,5 \div 2$  раза большей существующих летных норм. Кроме того, внутри допустимых норм общее качество приземления существенно повышается, т.к. обнуление необходимых отклонений происходит одновременно. Также при использовании предлагаемого подхода исключается влияние человеческого фактора, т.к. предлагается использовать систему автоматического управления. При этом, соответственно возрастает безопасность приземления поскольку обеспечивается приемлемое качество приземления даже в увеличенной в 2 раза области внезапных отклонений в начале выравнивания, возникающих в результате резких порывов ветра.

**Достоверность полученных результатов** определяется тем, что обнаруженный технический эффект повышения безопасности посадки подтвержден результатами моделирования полета. Кроме того, один из способов координации работы каналов управления боковым движением и высотой найден с помощью научно-обоснованного метода теории оптимального управления – динамического программирования.

**Ценность работы для науки и практики** определяется тем, что предложенный способ посадки реализован в виде системы автоматического регулирования координированным движением на основе теории оптимальных

систем и обеспечивает существенное повышение качества приземления в расширенной области ветровых возмущений

**Личный вклад** автора состоит в проведении анализа известных способов посадки самолетов на шасси; разработке алгоритмов многорежимного управления и координации работы линейных и релейных регуляторов в разных каналах бокового и продольного движения; личном участии в моделировании на ЭВМ и подготовке основных публикаций.

**Публикации и апробация работы.** По теме диссертации опубликовано 3 работы, из них 3 – в изданиях, включенных в Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий ВАК. Научные и прикладные результаты докладывались и обсуждались на международном научно – техническом семинаре «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», г. Алушта в 2013 и 2014 годах.

# ГЛАВА 1. АНАЛИЗ ИЗВЕСТНЫХ СИСТЕМ ПОСАДКИ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

## 1.1 Анализ известных систем управления посадкой самолета

Общепризнано, что из всех режимов полета летательных аппаратов наиболее напряженным является непосредственно посадка, особенно при ручном управлении.

Ручная посадка любого самолета на шасси состоит из следующих четко разделяемых стадий [1]:

- заход на посадку;
- снижение;
- выравнивание;
- выдерживание;
- приземление;
- пробег.

После завершения захода на посадку начинается процесс непосредственной посадки, рассмотренной в работе. При снижении важно сохранить угол тангажа постоянным, другими словами самолет должен пикировать с постоянным небольшим отрицательным углом тангажа, а значит и с постоянным углом атаки. Если ветер дует не прямо вдоль полосы, а с небольшим углом, необходимо держать самолет вдоль оси полосы, он будет лететь со скольжением, т.е. ось фюзеляжа будет расположена под углом по отношению к оси посадочной полосы.

При выравнивании угол тангажа нужно уменьшить, добившись близкого к горизонтальному. При этом нужна скорость руля относительно воздуха, чтобы аэродинамические рули продолжали действовать.

При выдерживании необходимо сохранять горизонтальное положение самолета некоторое время, не давая ему пикировать и не давая задирать нос и постепенно уменьшая скорость полета, чтобы самолет сел на "три точки", если

это заднеколесная схема шасси. Самолет должен коснуться земли сначала задними колесами и только потом плавно опустить нос и коснуться земли передней стойкой [2].

Как только самолет коснется земли, начинается завершающая стадия управления пробегом при постепенном снижении скорости движения. При увеличении боковой скорости ветра выполнение перечисленных стадий резко осложняется, особенно на стадии выдерживания, которая является самой важной, т.к. к её концу нужно обнулить курсовой и путевого угол относительно заданной линии пути середины взлетно-посадочной полосы (далее ВПП).

Любые угловые отклонения приведут к неоправданному увеличению нагрузки на шасси в точке приземления. Поэтому большинство авиакатастроф происходят на завершающей стадии полета – посадке. При посадке крайне важным является тщательное наблюдение за параметрами, особенно при неблагоприятных погодных условиях, и принятие экипажем правильного решения. Секунды промедления и неспособность членов экипажа договориться могут привести к катастрофе [3].

Известны различные способы, повышающие уровень безопасности при заходе на посадку и посадке. В частности, это посадка по приборам – с применением системы наземного оборудования, обеспечивающей четкое управление самолетом при заходе на посадку и посадке, используя комбинации радиосигналов и во многих случаях интенсивную световую матрицу для обеспечения безопасности посадки в сложных метеорологических условиях, таких как низкая предельная высота, сильный боковой ветер или ограниченная видимость из-за снега, дождя и тумана.

Посадка воздушного судна (ВС) на аэродроме производится на ВПП, имеющую, как правило, два направления захода на посадку. Обычно посадку выполняют при встречном и встречно-боковом ветре. При этом для каждого типа ВС боковая составляющая ветра не должна превышать заданного предельного значения.

Курс, соответствующий рабочему направлению ВПП, называется посадочным. В настоящее время применяют три типа систем посадки: радиотехническую (ОСП), радиомаячную (РМС), радиолокационную (РСП).

Наземное и бортовое оборудование системы посадки обеспечивает вывод ВС на аэродром, полет по установленной схеме захода и снижение по заданной траектории. Каждый аэродром, как правило, оборудуется дальней приводной радиостанцией с маркером (ДПРМ) и ближней приводной радиостанцией с маркером (БПРМ) с радиокамерами, а также светосигнальными системами, огни которых облегчают взлет, посадку и руление ВС. ДПРМ – основная радионавигационная точка аэродрома (см. рисунок 1.1).

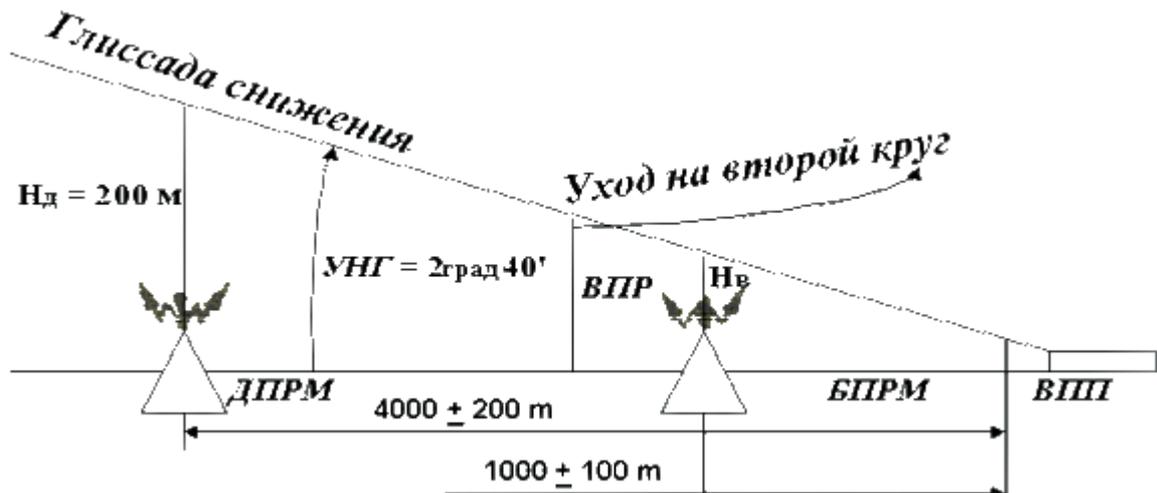


Рисунок 1.1 – Схема наземной системы посадки

Основная задача любой системы посадки – обеспечение вывода ВС на линию курса и глиссаду снижения. При использовании посадочных систем под линией курса понимается горизонтальная линия, проходящая через продольную ось ВПП. Глиссадой снижения называется траектория снижения ВС в вертикальной плоскости при заходе на посадку. За траекторию снижения принимается линия движения нижней точки шасси. Выход на линию заданного посадочного курса и полет по ней при заходе на посадку по системе ОСП выполняют по ДПРМ, а после его пролета – по БПРМ.

ВС пролетает ДПРМ и БПРМ при их стандартном расположении на высотах соответственно 200 и 60 м.

Для аэродромов гражданской авиации установлены посадочные минимумы трех категорий, характеризуемые высотой принятия решения (ВПР), которая соответствует высоте нижней границы облаков (ВНГО) и дальности видимости на ВПП. Минимум первой категории предусматривает заход на посадку до ВПР 60 м при дальности видимости на ВПП 800 м; минимум второй категории: ВПР менее 60 м, но не менее 30 м, видимость на ВПП менее 800 м, но не менее 400 м; минимум третьей категории: ВПР менее 30 м, видимость на ВПП менее 400 м. Таким образом, минимум аэродрома для посадки отражает минимально допустимые значения ВПР (или ВНГО) и видимости на ВПП, при которых разрешается выполнять посадку на ВС данного типа.

Высота принятия решения – установленная относительная высота, на которой должен быть начат маневр ухода на второй круг (рисунок 1.1) в тех случаях, если до достижения этой высоты командиром ВС не был установлен необходимый визуальный контакт с ориентирами для продолжения захода на посадку или положение ВС в пространстве, или параметры его движения не обеспечивают безопасности посадки. ВПР принято отсчитывать от уровня порога ВПП по барометрическому высотомеру, который установлен на атмосферное давление аэродрома посадки [4].

### **Заход на посадку по курсо-глиссадной системе**

Курсо-глиссадная система является наиболее распространенной на крупных оборудованных аэродромах. Она содержит, как описано в [5]:

- Курсовой радиомаяк (КРМ), который обеспечивает наведение самолета в горизонтальной плоскости – по курсу.
- Глиссадный радиомаяк (ГРМ), обеспечивающий наведение в вертикальной плоскости – по глиссаде.

- Маркеры, сигнализирующие момент пролета определенных точек на траектории захода. Обычно маркеры устанавливаются на ДПРМ и БПРМ.
- Приемные устройства на борту самолета, обеспечивающие прием и обработку сигнала.

Курсовой и глиссидный маяки устанавливаются возле ВПП. Курсовой маяк - в противоположном торце ВПП по осевой линии, глиссидный маяк сбоку от ВПП на удалении точки приземления от порога ВПП (см. рисунок 1.2).

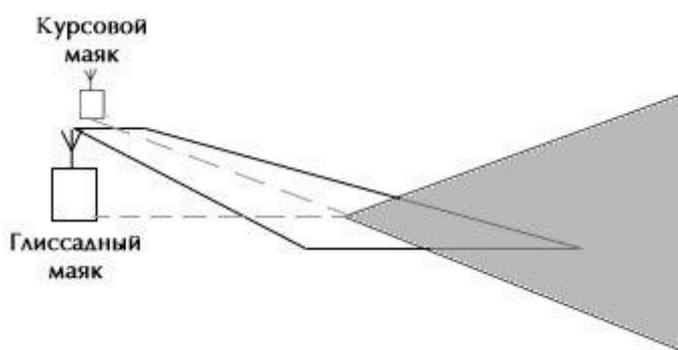


Рисунок 1.2 – Схема расположения КРМ и ГРМ относительно ВПП

При работе курсовой маяк формирует два разночастотных сигнала, которые схематично можно показать как два лепестка, направленные вдоль траектории захода на посадку (см. рисунок 1.3).

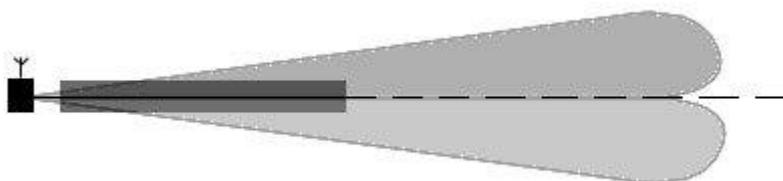


Рисунок 1.3 – Сигналы, формируемые курсовым маяком

Если самолет находится точно на пересечении этих двух лепестков, мощность обоих сигналов одинакова, соответственно разность их мощностей равна нулю, и индикаторы прибора выдают 0. Если самолет отклонился влево или вправо, то один сигнал начинает преобладать над другим. И чем дальше от линии курса, тем больше это преобладание. В результате этого за счет разницы в

мощности сигнала приемник самолета точно устанавливает, насколько далеко находится самолет от линии курса.

Глиссадный маяк работает точно по такому же принципу, только в вертикальной плоскости.

Известно, что задача выполнения снижения по заданной траектории при заходе на посадку и посадки по приборам оказывается настолько сложной, что летчик не всегда может с ней справиться, в то время как многие самолеты уже оборудованы автопилотами, способными производить автоматическую посадку.

Большие скорости полета и требуемая высокая точность выполнения траекторного движения самолета при решении ряда тактических и навигационных задач возможны только при использовании средств автоматического и директорного управления. В ряде ответственных режимов полета, например, в сложных метеорологических условиях, при ограниченности времени на принятие решений может произойти изменение заданной траектории полета, потеря координации управления, что нередко приводит к летным происшествиям [6]

Режим непосредственно посадки имеет достаточно высокую скоротечность и требует при ручном управлении от экипажа быстрой реакции на происходящие изменения. Время на заход на посадку и посадку занимает не более 1-2% всего времени полета, однако на этот режим приходится более 50% всех авиационных происшествий. За последние 40 лет на этот режим пришлось около 55% всех потерь. Трудности управления особенно возрастают в условиях плохой видимости (туман, темнота) и сильного ветра [7].

Реализация автоматической посадки ЛА, что весьма актуально для беспилотных летательных аппаратов (БЛА), представляет еще более сложную задачу. В этом случае, вместо летчика бортовая система управления должна решать задачи планирования действий, оценки текущего состояния и управления исполнительными органами. При этом система автоматического управления (САУ) должна обеспечивать устойчивость, малое время отработки больших отклонений, адаптивность к воздействию возмущений и точность выхода в заданную точку приземления.

В соответствии с принятой Международной организацией гражданской авиации (ICAO — International Civil Aviation Organization) классификацией, различают три основные категории посадки в зависимости от параметров метеоминимумов – дальности видимости и высоты нижней границы облаков

Стоит пояснить, что системы посадки категории I обеспечивают автоматический возврат воздушного судна в район аэродрома и снижение его по глиссаде до высоты 60 м над ВПП в условиях низкой облачности. Системы посадки категории II обеспечивают автоматический возврат воздушного судна в район аэродрома и движение его по глиссаде до высоты 30 м при еще более низкой облачности. Системы посадки категории IIIb обеспечивает автоматическую посадку ВС в условиях тумана. И, наконец, системы посадки категории IIIc обеспечивают автоматическую посадку ВС в условиях полного отсутствия видимости и автоматическое движение его по рулежной дорожке к месту стоянки [8].

Для автоматической посадки БЛА подходят только системы посадки категории IIIb и IIIc. В то же время абсолютное большинство аэродромов России оснащено системами посадки, обеспечивающими посадку по категории не выше I и лишь аэропорты первого класса Домодедово, Внуково и Шереметьево, оборудованы системами, обеспечивающими посадку по категории II.

К настоящему моменту все известные способы посадки БЛА можно классифицировать следующим образом:

- посадка на подготовленную площадку, дополнительно оборудованную специализированными устройствами механического захвата;
- посадка «по-самолетному» на подготовленную площадку, дополнительно оборудованную радиотехническими средствами посадки;
- посадка «по-самолетному» на подготовленную, но необорудованную радиотехническими средствами посадки площадку с использованием только бортового комплекса измерительно-информационной аппаратуры;

- посадка на подготовленную, но необорудованную радиотехническими средствами посадки площадку с использованием парашюта и шасси, как средства амортизации.

Каждый из перечисленных способов посадки подробно рассмотрен в [9].

*Посадка на подготовленную площадку, дополнительно оборудованную специализированными устройствами механического захвата, например сетью, используется при эксплуатации легких БЛА.*

К недостаткам такой системы относятся:

- ограничены посадочная масса и скорости ЛА, что связано с прочностными возможностями и размерами сети;
- система посадки в сеть требует специальной аппаратуры автоматического наведения;
- требуется значительное время для развертывания и свертывания системы;
- довольно большие габариты сети улавливания, определяемые размерами БЛА, снижают мобильность всего комплекса и повышают уровень демаскирующих признаков.

Перечисленные недостатки во многом объясняют причину того, что подобные системы не получили широкого распространения в комплексах БЛА.

*Посадка «по-самолетному» на подготовленную площадку, дополнительно оборудованную радиотехническими средствами посадки, используется в основном для управления с земли сверхлегкими БЛА.*

На подготовленную площадку посадка БЛА современных комплексов осуществляется в ручном или автоматическом режимах. В первом случае посадка аппарата осуществляется по командам специального члена экипажа комплекса – “оператора посадки”, который визуально контролирует все этапы посадки и управляет летательным аппаратом с помощью радиоконанд. Такой способ посадки возможен только в условиях хорошей видимости в районе посадки и при наличии опытного, высококлассного специалиста.

Автоматическая самолетная посадка может быть выполнена двумя способами. Первый способ, применяемый в настоящее время, состоит в использовании специальной аппаратуры, установленной на земле и на БЛА. Аппаратура, расположенная на земле формирует световой луч (радиолуч), а датчики, установленные на БЛА, вырабатывают сигналы пропорциональные отклонению центра масс аппарата от сформированного луча. Бортовой вычислитель системы посадки передает эту информацию вычислителю САУ для формирования соответствующих отклонений рулевых поверхностей аппарата. Примером такой системы посадки может служить применяемая на большинстве аэродромов ILS (Instrumental Landing System) или система посадки “Максант”, предназначенная для посадки ЛА по II-IIIа категориям. Она основана на высокоточном определении трех текущих координат БЛА (курса, дальности и высоты) разностно-дальномерным способом. Для этого вокруг ВПП устанавливается не менее 4 радиомаяков, излучающих кодированные радиосигналы. Один из маяков – ведущий, остальные – переизлучающие, которые после приема сигнала от ведущего маяка излучают свои собственные кодированные сигналы. На борту БЛА устанавливается аппаратура приема всех этих сигналов и их обработки. Она выполнена в двух вариантах:

- с пеленгатором, обеспечивающим привод БЛА в зону посадки, когда после выполнения задания БЛА не может выйти в зону посадки с помощью широко используемых в настоящее время систем GPS/ГЛОНАСС (например, когда эти системы подавлены средствами радиолокационного противодействия);
- без пеленгатора, т.е. когда привод БЛА в зону посадки осуществляется, например, с помощью систем GPS/ГЛОНАСС.

По результатам измерения и известным координатам наземных маяков в бортовом процессоре БЛА вычисляются координаты БЛА относительно точки посадки. В процессор перед полетом закладывается желаемая траектория снижения (глиссада). Вычисляемые на борту координаты БЛА относительно точки посадки позволяют определить отклонение БЛА от желаемой глиссады в каждый момент времени и на основании этого отклонения выработать команды

управления БЛА для вывода его на заданную глиссаду. Тем самым выдерживается заданная траектория снижения.

Данная система посадки обладает следующими преимуществами:

- высокая точность ( $2\sigma$ ) в точке посадки и на торце ВПП: по курсу – порядка 1 м; по дальности – порядка 1,4 м; по высоте – порядка 1,5 м;
- одновременное обслуживание нескольких БЛА;
- независимость от погодных условий, переотражений от местных предметов и подстилающей поверхности;
- мобильность (возможность быстрого развертывания на посадочной площадке и аэродроме).

*Посадка «по-самолетному» на подготовленную, но необорудованную радиотехническими средствами посадки площадку с использованием только бортового комплекса измерительно-информационной аппаратуры, используется в случае управления полетом в автономном режиме без участия технических средств на земле.*

Этот второй способ автоматической посадки, разрабатываемый рядом фирм, состоит в использовании дифференциальных методов спутниковой навигации.

Дифференциальная навигация предполагает размещение в некоторой реперной точке, координаты которой точно известны, приемника спутниковой навигации. Координаты БЛА определяются относительно этой точки. При этом погрешности в определении координат снижаются с десятков до единиц и долей метра. На основе дифференциальной спутниковой навигации может быть создана высокоточная система посадки, не требующая специальной аппаратуры.

Примером работы данной системы является посадка беспилотного ЛА на корабль.

В данной системе использован принцип относительной навигации, под которым понимается определение относительных (взаимных) координат и скоростей между подвижными объектами. Для реализации такого режима необходимо, чтобы выполнялись три основных условия:

- а) единое время измерения параметров на всех объектах;
- б) единая система координат, в которой определяются относительные координаты и скорости между объектами;
- в) общее “поле” спутников для всех объектов.

Отметим, что для обеспечения автоматической посадки самолетов (вертолетов) на авианесущие корабли, погрешность определения взаимных координат между кораблем и самолетом (вертолетом) не должна превышать 0,3-0,4 м.

На рисунке 1.4 показана структурная схема спутниковой системы определения относительных координат БЛА.

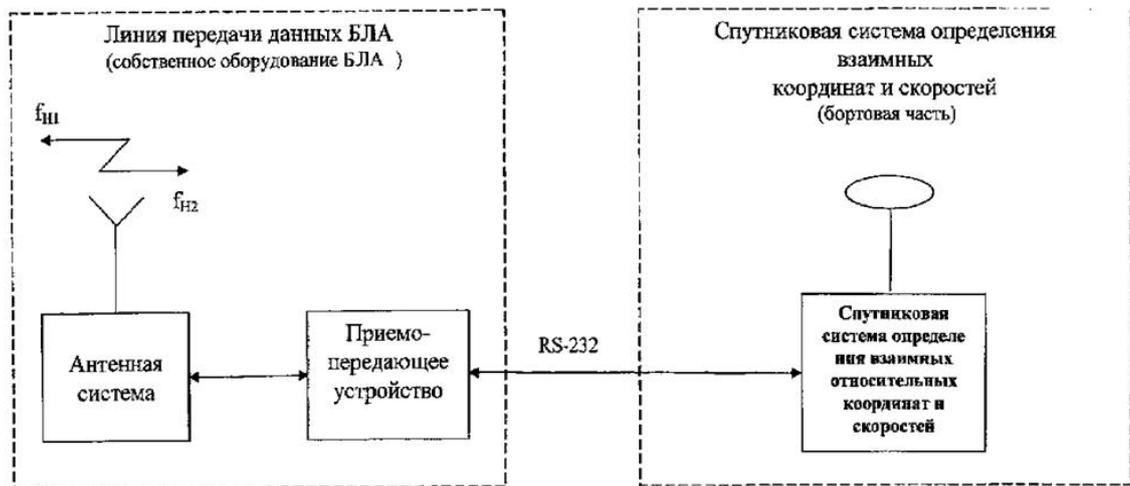


Рисунок 1.4 – Структурная схема спутниковой системы определения относительных координат БЛА

*Посадка на подготовленную, но необорудованную радиотехническими средствами посадку площадку с использованием парашюта и шасси, как средства амортизации, является одним из наиболее распространенных способов спасения практически всех типов беспилотных аппаратов – от легких БЛА и различных десантируемых систем до спасаемых космических аппаратов.*

Обнаружить места базирования при таком способе посадки значительно сложнее. Зато больше время активного функционирования подразделения БЛА при таком способе посадки, чем при посадке “по-самолетному”. При наличии в момент посадки ветра и несовпадении продольной оси БЛА с его направлением

имеет место боковое движение, которое может привести к опрокидыванию и поломке аппарата. Критическое значение силы ветра, при котором происходит поломка аппарата, зависит от массы БЛА. Как показала практика, при посадочной массе БЛА до 120 кг она составляет 7-8 м/сек. В случае, если продольная ось БЛА составляет с направлением ветра угол  $\beta = \pm 30^\circ$  посадка происходит практически без поломок, в других случаях вероятность поломки существенно возрастает.

Проведенный анализ применяемых способов посадки БЛА позволяет сделать ряд выводов:

- Основной недостаток самолетной посадки БЛА на основе использования аэродромных радиотехнических средств связан со сложностью подготовки соответствующей площадки со всей необходимой инфраструктурой.

- Автоматическая посадка БЛА на подготовленную, но не оборудованную площадку с использованием бортового комплекса измерительно-информационной аппаратуры является более перспективной, но опять же, как и предыдущий способ, требует относительно ровную площадку определенной длины для пробега БЛА после касания земли, а это не всегда возможно.

- В случае, когда это возможно, воплощение на практике концепции автоматической самолетной посадки БЛА, выполняемой под контролем комплекса бортовой аппаратуры, требует решения целого ряда важных вопросов, включая выбор состава используемых информационно-измерительных средств, а также разработку новых способов адаптивного управления полетом, в частности, при борьбе с сильным боковым ветром.

В практике проектирования автопилотов используется большое число методов синтеза алгоритмов управления продольным и боковым движением ЛА. Наибольшее распространение из них получили классические методы, основанные на анализе процессов управления во временной или частотной области, базирующихся на использовании линеаризованных стационарных динамических моделей ЛА в виде уравнений состояния или в виде матрицы передаточных функций [10].

Суть данного подхода заключается в получении ряда линейных регуляторов, применительно к различным режимам полета ЛА. Таким образом синтезируется многорежимный линейный регулятор, параметры которого автоматически подстраиваются в функции от измеряемых параметров, например высоты  $H$  и скорости  $V$  полета, с целью поддержания заданного качества САУ при изменении режима полета ЛА.

Именно этот подход был использован при реализации предположенного в данной диссертации нового способа управления боковым движением БЛА на этапах снижения по глиссаде и выравнивания при разбеге полета вблизи от земли на ряд отдельных участков.

Вместе с тем, следует иметь ввиду, что программная настройка коэффициентов усиления может оказаться нереализуемой из-за быстрых изменений динамики нелинейного объекта. Серьезные затруднения в связи с применением данного подхода возникают и в тех случаях, когда уравнения объекта управления являются существенно нелинейными (например, при выполнении маневра ЛА с большими углами атаки) или если эти уравнения известны приближенно. Кроме того попытки учесть возможно большее количество режимов полета на этапе проектирования САУ ЛА приводят к резкому увеличению требуемого объема вычислений, что предъявляет дополнительные требования к производительности и объему памяти бортовой ЭВМ. Наличие указанных выше нерешенных вопросов, безусловно, сужает сферу применения алгоритмов, связанных с программной настройкой коэффициентов усиления линейных регуляторов управления элеронами и рулем направления. Тем не менее, большинство систем управления полетом, применяемых на современных самолетах, спроектированы с использованием именно этого подхода, на практике неоднократно доказавшего свою работоспособность.

Еще одно перспективное направление, активно разрабатываемое с конца 60-х – начала 70-х гг. в теории и практике управления полетом, связано с применением методов адаптивного управления. Эти методы успешно работают в условиях параметрической неопределенности. Соответствующие методы

адаптивного управления можно условно разбить на две большие группы: методы прямого и непрямого управления. В случае прямого управления, параметры регулятора подстраиваются в режиме *on-line* (т.е. непосредственно в процессе управления объектом) таким образом, чтобы минимизировать некоторый функционал относительно ошибки адаптации - разности между выходами объекта управления и эталонной модели САУ. Методы непрямого управления используют двухступенчатую схему – в начале, на основе того или иного алгоритма идентификации осуществляется оценка вектора параметров  $\zeta$  реального объекта, а затем, в зависимости от результатов идентификации, производится вычисление требуемых значений вектора параметров  $\gamma$  регулятора исходя из достижения главной цели – обеспечения устойчивости и желаемых показателей качества САУ. В данной диссертационной работе согласно этому методу используется идентификатор бокового ветра.

Ряд принципиальных вопросов, связанных с обеспечением устойчивости и робастности адаптивных САУ в условиях неточного представления математической модели объекта, действия внешних возмущений рассмотрен в работах [11 – 15]. Имеются успешные примеры апробации адаптивных алгоритмов управления в САУ современными и перспективными высокоманевренными самолетами [15, 16]. Интересные результаты при решении задачи управления БЛА в условиях ветрового возмущения были получены в [17].

Однако задача автоматического управления посадкой БЛА остается весьма актуальной научно-технической проблемой. Совершенствование алгоритмов функционирования бортовых систем автоматического управления, существенно расширяющих область применения в сложных погодных условиях, повышающих безопасность и надежность БЛА, особенно при посадке, является необходимым условием создания конкурентоспособных образцов авиационной техники.

## **1.2 Анализ известных способов посадки самолета при боковом ветре**

Во время посадки ЛА должен по возможности двигаться в вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП. Однако при наличии бокового ветра

появляется снос, для устранения которого необходимо направить вектор воздушной скорости самолета под углом к оси ВПП. Существует два основных способа выполнения этого действия (см. рисунок 1.5) [18]:

1. Создать крен и скольжение в наветренную сторону, при этом угол скольжения должен быть равен углу сноса. При данном способе посадки продольная ось и колеса ЛА движутся параллельно оси ВПП, однако завершающие этапы посадки приходится проводить с креном, устраняя его в последний момент перед касанием земли, причем момент убирания крена должен быть выбран очень точно, так как при слишком раннем убирании боковой ветер снесет ЛА с полосы, а при запоздалом убирании приземление произойдет на одно колесо. Данная техника выполнения посадки считается довольно сложной и требующей высокой квалификации пилота.

2. Отвернуть ось ЛА от посадочного курса на угол сноса против ветра. При этом самолет снижается без крена и скольжения, что является преимуществом данного способа. Однако в этом случае продольная ось и колеса ЛА направлены не параллельно оси ВПП, что в момент приземления может привести к небезопасному боковому удару шасси, поэтому летчик должен непосредственно перед касанием земли развернуть самолет вдоль оси ВПП путем отклонения педалей. При преждевременном совершении этого действия боковой ветер снесет ЛА с полосы, и, кроме того, из-за отклонения угла направления при больших углах атаки может образоваться крен в подветренную сторону. Вариацией данного способа является посадка с боковым ударом, когда самолет самостоятельно разворачивается вдоль ВПП в момент приземления благодаря переднему расположению центра тяжести относительно основных колес. Этот способ пилотирования достаточно прост, но имеет один существенный недостаток, который затрудняет его использование на беспилотных ЛА, так как такой метод приводит к изгибным напряжениям стоек шасси, а также к повышенному износу покрышек.

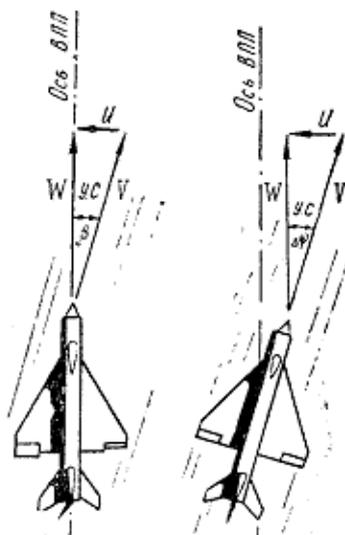


Рисунок 1.5 – Два способа полета вдоль оси ВПП при наличии бокового ветра

Также существуют самолеты с поворотными основными стойками, которые применяются для устранения нагрузок на шасси. Такие ЛА при боковом ветре садятся таким образом, что продольная ось не совпадает с направлением движения и осью ВПП, а колеса при этом развернуты по движению относительно земли.

Таким образом, можно сделать вывод, что для БЛА реализация всех приведенных методов посадки при боковом ветре вызывает определенные трудности, так как при их применении требуется либо участие человека в процессе управления, либо дополнительное оборудование, либо появляются значительные нагрузки на шасси, которые хоть и не столь критичны для больших самолетов, но опасны для легких БЛА из-за низкой прочности их стоек.

### 1.3 Анализ известных методов теории оптимального управления

Среди различных методов автоматического управления движением, в том числе и управления полетом, все более важное место занимает теория оптимального управления, поскольку с ее помощью можно добиться максимальной точности в детерминированных условиях и робастности по отношению к действию внешних возмущений. Различные методы теории

оптимального управления описаны в [19-24]. Рассмотрим более подробно следующие методы:

- вариационное исчисление Эйлера;
- принцип максимума Понтрягина;
- динамическое программирование в дискретной и непрерывной форме;
- аналитическое конструирование оптимальных регуляторов.

### **Вариационное исчисление Эйлера**

Вариационное исчисление является первой попыткой решения задачи минимизации интегрального функционала  $I$ , в которой имеет место наибольшая степень свободы в выборе переменных функций  $x_i(t)$ , для которых предусматривается существование непрерывных производных  $\dot{x}_i(t)$  для «гладких» экстремалей.

$$I = \min \int_0^T f_0(\bar{x}, \bar{\dot{x}}, t) dt \rightarrow \min.$$

Для вариационной задачи с закрепленными концами доказана основная теорема, согласно которой необходимо решить краевую задачу с помощью уравнений Эйлера

$$\bar{x}(0) = \bar{x}_0; \quad \bar{x}(T) = \bar{x}_e(0); \quad \frac{df_0}{dx_i} - \frac{d(\frac{df_0}{d\dot{x}_i})}{dt} = 0; \quad i = 1, \dots, n. \quad (1.1)$$

Однако, если на правом конце часть координат не закреплена, а это имеет место в задаче посадки в точке приземления, решение краевой задачи резко осложняется. Кроме того, главным недостатком метода является то, что он не учитывает дифференциальные связи между искомыми экстремалами  $x_i(t)$ , т.е. нельзя учесть динамику движения ЛА в полете.

### **Принцип максимума Понтрягина**

Главной заслугой Понтрягина является то, что он впервые сформулировал постановку задачи оптимального управления с наибольшей математической точностью в векторной форме, предложив в то же время в простой компактной форме сам принцип или подход к решению задачи. Он впервые ввел два понятия

– вектора управления  $\bar{u}$  на входе объекта управления и вектора состояния  $\bar{x}$  на его выходе.

Постановка задачи оптимального управления формулируется так: пусть движение объекта описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений:

$$\frac{dx_i}{dt} = f(x_1, x_2, \dots, x_n, u_1, u_2, \dots, u_r), \quad i = 1, 2, \dots, n; \quad j = 1, 2, \dots, r. \quad (1.2)$$

или в векторной форме:

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = f(\bar{x}, \bar{u}). \quad (1.3)$$

Здесь:

$x(t)$  –  $n$ -мерный вектор состояния объекта;

$u(t)$  –  $r$ -мерный вектор управляющих воздействий;

$f(x, u)$  – функция правой части уравнения (1.3).

Полагаем, что вектор управления принимает значения из некоторой замкнутой области  $U$   $r$ -мерного пространства управлений. Положим, что функции  $f_i(x, u)$  непрерывны по всем аргументам и имеют непрерывные производные по переменным состояния  $x_i$ . Назовем допустимыми управлениями те управления  $u_j$ , которые являются кусочно-непрерывными функциями времени и принимают значения из множества  $U$ .

Основная задача оптимального управления формулируется следующим образом: среди всех допустимых управлений, приводящих изображающую точку в фазовом пространстве  $X$  из начального положения  $x^0$  в конечное  $x^l$ , если эти управления существуют, нужно найти такие управления, для которых функционал:

$$J(x, u) = \int_0^t f_0(\bar{x}, \bar{u}) dt \quad (1.4)$$

достигает минимума.

Сформулированный для решения этой задачи принцип максимума Понтрягина формулируется так: «Для того, чтобы допустимое управление было

оптимальным, необходимо и достаточно, чтобы гамильтониан системы был максимален». Для пояснения этой простой формулировки введем в рассмотрение вспомогательные переменные  $\psi_1, \psi_2, \dots, \psi_n$ , которые удовлетворяют следующей системе уравнений:

$$\frac{d\psi_i}{dt} = -\sum_{j=1}^n \frac{\partial f_j(\bar{x}, \bar{u})}{\partial x_i} \psi_j, \quad i = 0, 1, 2, \dots, n. \quad (1.5)$$

Система (1.5) называется сопряженной по отношению к системе уравнений (1.2). Введем, в рассмотрение некоторую функцию  $H$ , называемую гамильтонианом:

$$H(\bar{\psi}, \bar{x}, u) = \sum_{i=0}^n \psi_i f_i(\bar{x}, u) = (\bar{\psi}, f(\bar{x}, u)), \quad (1.6)$$

где  $\bar{\psi} = (\psi_0, \psi_1, \psi_2, \dots, \psi_n)$ .

Тогда система (1.5) запишется следующим образом:

$$\frac{d\psi_i}{dt} = \frac{\partial H}{\partial x_i}, \quad i = 0, 1, 2, \dots, n. \quad (1.7)$$

К сожалению, общее решение системы канонических уравнений (1.7) в настоящее время не найдено, и существует лишь приближенный метод последовательного выбора нужных краевых условий для вектора  $\bar{\psi}$ , который явно непригоден для его использования в реальном времени. Однако главным недостатком принципа максимума является то, что управление является программной функцией времени. Применительно к задаче посадки это означает, что независимо от меняющихся условий, например, силы ветра, необходимо заранее до полета составить программу изменения «по секундам» положения рулей высоты, рулей направления и элеронов, что крайне неудобно. Единственно полезные аналитические результаты использования принципа максимума достигнуты в задачах оптимального быстрогодействия, в которых учитывается реальное ограничение сигнала управления по модулю.

Пример использования принципа максимума Понтрягина для оптимального управления движением беспилотного летательного аппарата показан в [25].

### Задача оптимального линейного быстрогодействия

Рассматривается случай, когда управляемый объект описывается системой линейных дифференциальных уравнений.

$$\frac{d\bar{y}}{dt} = A(t)\bar{y} + b(t)u. \quad (1.8)$$

Здесь  $A(t) = \{a_{ij}\}$  – квадратная матрица размерности  $n \times n$ ;  $y(t)$ ,  $c(t)$  –  $n$ -мерные векторы,  $u(t)$  – скалярная функция. Управление  $u(t)$  ограничено условием

$$|u(t)| \leq \delta. \quad (1.9)$$

В этом случае доказано, что оптимальное управление  $\bar{u}(t)$  является релейным и удовлетворяет равенству

$$\bar{u}(t) = \text{sign}(\bar{\psi}(t), c(t)). \quad (1.10)$$

Существует также полезная для технических приложений теорема Фельдбаума А.А., согласно которой общее число  $K$  переключений в управлении линейным устойчивым динамическим объектом  $n$ -го порядка удовлетворяет условию

$$K < n. \quad (1.11)$$

Это позволяет путем моделирования экспериментально подобрать моменты времени переключения, если число  $K$  невелико.

Однако и в этом случае релейное управление реализуется в виде разомкнутой системы, что при наличии внешних возмущений (а в данной задаче это сильный боковой ветер) приведет к значительным ошибкам.

### Метод динамического программирования

Метод динамического программирования Р. Беллмана [26] ознаменовал принципиально другой подход к пониманию процесса управления – вместо управления по времени в нем обосновано понятие управления «по состоянию», подразумевая под этим текущие значения меняющихся координат динамической системы.

Беллманом также был сформулирован внешне весьма простой принцип оптимальности: «Каковы бы ни были начальное состояние и начальное

управление, последующие управления должны быть оптимальными относительно состояния, являющегося результатом применения первого управления». Принцип оптимальности можно также сформулировать следующим образом: оптимальное поведение не зависит от предыстории системы, а определяется только начальным (к данному моменту времени) условием и конечной целью, и текущее управление должно выбираться с учетом последствий в будущем.

При этом выбор управления на отдельном шаге производится с учетом не только данного шага, но и всего процесса в целом на всех последующих шагах.

Принцип оптимальности справедлив как для дискретных и непрерывных детерминированных, так и для стохастических процессов управления, благодаря чему динамическое программирование широко применяется в ряде технических задач.

Дискретная форма динамического программирования может быть сформулирована, в частности при решении одномерной задачи, когда управляемый автономный одномерный объект описывается в дискретной форме

$$x_{l+1} = x_l + \varphi(x_l, u_l), l = 0, 1, \dots, k, \quad (1.12)$$

либо в дифференциальной форме

$$\dot{x} = f(x, u),$$

которой соответствует разностное уравнение

$$x_{l+1} = x_l + f(x_l, u_l)\Delta t,$$

где  $u$  – ограниченное в общем случае управление, т.е.

$$u_{\min} \leq u \leq u_{\max}; \Delta t - \text{дискрет времени, равный } \frac{1}{k}(t_k - t_0).$$

При заданном начальном состоянии  $x(t_0)$  объекта и свободном правом конце необходимо за фиксированное время  $(t_k - t_0)$  обеспечить минимум заданного функционала

$$J = \int_{t_0}^{t_k} f_0(x, u) dt \approx \sum_{l=0}^k f_0(x_l, u_l) \Delta t.$$

Таким образом,  $J$  есть функция  $(k + 1)$  выбираемых переменных  $u_l$ , для нахождения которых было выведено функциональное уравнение Беллмана:

$$\varepsilon(x_l, t_l) = \min_{u_l} \{ F_1(x_l, u_l) + \varepsilon[x_l + \varphi(x_l, u_l), t_l + \Delta t] \}.$$

где  $\varepsilon$  – функция Беллмана, определяющая минимальное значение функционала в зависимости от текущего значения координаты  $x_l$ .

Развивая этот же подход применительно к многомерному неавтономному объекту, можно получить общее функциональное уравнение Беллмана в дискретной форме:

$$S[\bar{x}(t_l), t_l] = \min_{u_r(t_l)} \{ F[\bar{x}(t_l), u_r(t_l)] + S[\bar{x}(t_{l+1}), \bar{u}_r], t_{l+1} \}. \quad (1.13)$$

нужно отметить, что представления задачи оптимизации функционала в виде многошагового процесса принятия решений является в определенном смысле полезным для управления посадкой ЛА, если число этих шагов невелико. Например, если взять такие ответственные моменты полета, как начало снижения по глиссаде, начало специального бокового маневра, начало выравнивания и наконец – момент приземления, то принятие решений в эти моменты времени имеет свои последствия, которые следует оценить. Однако, если разделить все время на множество однородных по своему характеру шагов принятия решений, то с увеличением размерности задачи дискретизация резко увеличивает число вариантов расчета запоминаемых результатов, что известно как «проклятие размерности» и требует другого подхода к применению динамического программирования в непрерывной форме, поскольку принцип оптимальности Беллмана дает достаточно общее условие, которое можно применять и для непрерывных систем управления.

Тогда получить известное уравнение Беллмана в частных производных

$$-\frac{\partial \varepsilon(\bar{x}_n, t)}{\partial t} = \max_{u_r(t)} \left\{ f_0(\bar{x}_n, \bar{u}_r, t) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} f_i(\bar{x}_n, \bar{u}_r, t) \right\}. \quad (1.14)$$

Уравнение Беллмана (1.14) является нелинейным дифференциальным уравнением в частных производных, поскольку в нем присутствует операция минимизации. В этом уравнении первое слагаемое  $f_0$  характеризует потери на текущем шаге, второе слагаемое в виде суммы членов оценивает последствия от принятого решения в будущем. Каждый член учитывает изменение текущего

состояния по координате  $x_i$ , возникающее за счет управления  $\bar{u}_r(t)$ , с помощью производной  $\dot{x}_i = f_i(\bar{x}, \bar{u}, t)$ , которая умножается на свой весовой коэффициент  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}$ .

Для нахождения решения уравнения Беллмана (1.14) главная проблема состоит в том, чтобы найти эти частные производные. Однако практически важно, что оптимальное управление может быть найдено как функция текущего состояния, а это соответствует замкнутой системе управления со всеми вытекающими достоинствами.

Однако для того, чтобы найти частные производные  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}$  нужно задаться определенной аналитической формой самой функции Беллмана  $\varepsilon$ . В настоящее время разработан подход, основанный на представлении  $\varepsilon$  в виде степенного полинома второго порядка и названный ее автором Летовым А.М. методом аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) [27].

### **Аналитическое конструирование оптимальных регуляторов**

При решении задачи оптимального синтеза этим методом закон управления находится аналитически в соответствии с определенным функционалом качества, соответствующим квадратическому критерию вида

$$J = 0.5\bar{x}^T(t_k) + 0.5 \int_{t_0}^{t_k} [\bar{x}(t)P(t)\bar{x}^T(t) + u^T(t)R(t)\bar{u}(t)] dt. \quad (1.15)$$

Минимизация функционала (1.15) соответствует такой задаче, при которой важно удерживать около нуля все компоненты вектора состояния. Первое слагаемое характеризует терминальную ошибку в конечный момент, второе слагаемое преследует цель обеспечить малость ошибки при удерживании системы в заданном положении. Последнее слагаемое представляет «штраф за большее управление» и оценивает затрачиваемую на управление энергию.

Соответственно положительно полуопределенные матрицы  $M$ ,  $P$  и положительно определенная матрица  $R$  выбираются с учетом значимости указанных факторов, преимущественно с ненулевыми диагональными

элементами. При этом рассматривается линейный объект, описываемый уравнениями

$$\dot{\bar{x}} = A\bar{x} + B\bar{u}, \quad (1.16)$$

где на управление  $\bar{u}$  никаких прямых ограничений не наложено. Для получения решения в замкнутой форме воспользуемся методом динамического программирования. С учетом терминального члена функцией Беллмана  $\varepsilon$  является

$$\varepsilon(\bar{x}, t) = \min_{\bar{u}} \left\{ 0.5\bar{x}^T(t_k)M\bar{x}(t_k) + \int_t^{t_k} f_0(\bar{x}, \bar{u}) dt \right\},$$

которая при  $t = t_k$  не равна нулю.

С учетом (1.15) и (1.16) уравнение Беллмана имеет вид

$$-\frac{\partial \varepsilon(\bar{x}, t)}{\partial t} = \min_{\bar{u}} \left\{ 0.5\bar{x}^T MP(t)x + 0.5\bar{u}^T R(t)\bar{u} + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \bar{x}} [A(t)\bar{x} + B(t)\bar{u}] \right\}. \quad (1.17)$$

При отсутствии ограничений на оптимальное управление вычислим производную от выражения в фигурных скобках и, приравняв ее нулю, получим

$$\bar{u}^T R + \frac{\partial S}{\partial \bar{x}} \varepsilon B(t) = 0.$$

Поскольку матрица  $R$  положительно определена, можно найти оптимальное управление:

$$\bar{u}(t) = -R^{-1}B^T(t) \left[ \frac{\partial S(\bar{x}, t)}{\partial \bar{x}} \right]^T$$

и записать уравнение Беллмана без операции минимизации:

$$-\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} = 0.5\bar{x}^T P(t)\bar{x} - 0.5 \frac{\partial \varepsilon}{\partial \bar{x}} B(t)R^{-1}(t)B^T \left[ \frac{\partial \varepsilon}{\partial \bar{x}} \right]^T + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \bar{x}} A(t)\bar{x}. \quad (1.18)$$

Уравнение (18) можно решить при условии  $\varepsilon(\bar{x}, t_k) = 0.5\bar{x}^T M\bar{x}$  и показать [14], что оно имеет точное аналитическое решение, которое представляет собой квадратичную форму

$$\varepsilon(\bar{x}, t) = 0.5\bar{x}^T K(t)\bar{x},$$

где  $K(t)$  — симметричная нестационарная матрица с искомыми элементами. Доказано, что элементы этой матрицы подчиняются системе линейных

неоднородных дифференциальных уравнений, называемой матричным уравнением Риккати:

$$\dot{K} = -KA(t) - A^T(t)K + KB(t)R^{-1}(t)B^T(t)K - P(t). \quad (1.19)$$

Оптимальному управлению соответствует в общем случае линейный закон управления

$$\bar{u}(\bar{x}) = -R^{-1}KB^T(t)\bar{x} \quad (1.20)$$

Оказывается, что при постоянных матрицах  $A$ ,  $B$ ,  $K$  и  $P$ , решение уравнения Риккати есть постоянная матрица  $K$ , соответствующая алгебраическому уравнению

$$KA + A^T K - KBR^{-1}B^T K + P = 0. \quad (1.21)$$

В этом случае оптимальная замкнутая система является стационарной

$$\dot{\bar{x}} = (A - BR^{-1}B^T K)\bar{x} \quad (1.22)$$

и асимптотически устойчивой вследствие установившегося поведения при  $t \rightarrow \infty$ .

Следует подчеркнуть, что привлекательным преимуществом метода АКОР является то, что в нем впервые был найден закон оптимального управления в квадратурах, что сразу определяет структуру регулятора замкнутой системы управления. Поэтому данный метод вместе с динамическим программированием был взят за основу решения оптимальной задачи координации управления посадкой.

## 1.4 Постановка задачи

Дано:

1. Управление БЛА осуществляется по двум каналам продольного и бокового движения, чтобы обеспечить снижение по высоте  $H$  с заданным углом  $\theta$  наклона траектории и полет в горизонтальной плоскости по траектории, показанной на рисунке 1.6.

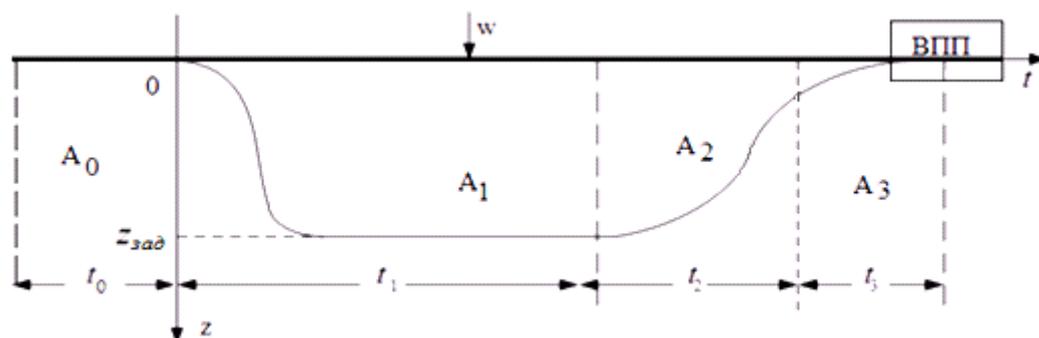


Рисунок 1.6 – Схема бокового движения БЛА при выполнении посадочного маневра при сильном боковом ветре

На схеме показаны четыре участка – участок  $A_0$  обычного полета по заданной линии пути, участок  $A_1$  расчетного отклонения на величину  $z_{зад}$  от заданной линии пути, при этом курсовой угол в конце данного участка должен составлять некоторое значение  $\psi_{зад}$ , участок  $A_2$  возвращения к линии пути при управлении по крену, участок  $A_3$  управления рулем направления при выходе на заданную линию пути.

2. В продольном канале осуществляется следующее движение: сначала происходит снижение с некоторой начальной высоты  $H_0$  по глиссаде углом наклона  $\theta_{max}$ , а затем по достижении заданной высоты начала выравнивания  $H_в$ , начинается движение по траектории с меньшим углом наклона  $\theta_{min}$ . Начало этапа выравнивания совпадает с началом управления по закону участка  $A_3$ . Закон изменения высоты имеет следующий общий вид:

$$H(t) = H_0 - \theta Vt, \quad (1.23)$$

где  $\theta$  принимает значения  $\theta_{max}$  и  $\theta_{min}$  в зависимости от участка, на котором находится БЛА,  $V$  – текущая скорость полета, которую, как предполагается, автомат тяги поддерживает постоянной.

Предполагаемая траектория движения в вертикальной плоскости показана на рисунке 1.7.

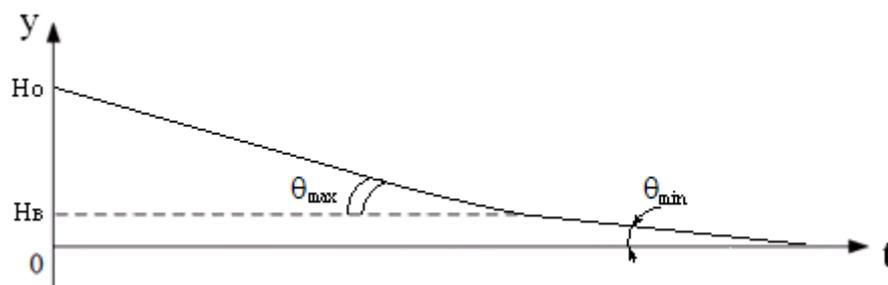


Рисунок 1.7 – Траектория продольного движения БЛА при выполнении посадочного маневра при сильном боковом ветре

3. Боковое движение подчиняется следующим дифференциальным уравнениям:

$$\begin{cases} \dot{z} = V_z = V \sin(\beta - \varphi) + w \\ \dot{\omega}_y = a_{22}\omega_y + a_{23}\beta + b_{21}U \\ \dot{\beta} = a_{32}\omega_y + a_{33}\beta + a_0\beta|\beta| + b_{31}U \\ \dot{\varphi} = \omega_y \end{cases} \quad (1.24)$$

где  $z$  – координата бокового пути;  $V_z$  – скорость бокового движения;  $\omega_y$  – угловая скорость вращения относительно вертикальной оси;  $\beta$  – угол дрейфа (скольжения);  $\varphi$  – угол рыскания;  $U$  – сигнал управления рулем направления;  $w$  – боковой постоянный ветер с неизвестной заранее величиной;  $a_0, a_{22}, a_{23}, a_{32}, a_{33}, b_{21}, b_{31}$  – заданные динамические коэффициенты.

4. Критериями оптимальности бокового движения являются минимизируемые значения в терминальной точке приземления:

$z(t_k)$  – линейное отклонение от середины ВПП,

$V_z(t_k)$  – боковая скорость,

$\psi(t_k)$  – отклонение по курсу от заданной линии пути,

$\gamma(t_k)$  – ненулевое значение крена.

Все перечисленные параметры необходимо свести к нулю, либо они должны попасть в заданную допустимую область.

Требования по отклонению  $x(t_k)$  продольного движения в момент приземления и по тангажу  $\mathcal{Y}(t)$  в данной диссертационной работе не рассматривается.

Требуется:

- Сформировать законы управления элеронами и рулем направления при выполнении бокового посадочного маневра на каждом из участков;
- Определить логику переключения с одного закона управления на последующий и определить размеры каждого из участков маневра;
- Предложить логику координированного управления боковым и продольным движением при прогнозировании качества приземления для непрерывного контроля безопасности посадки БЛА.

## 1.5 Выводы по главе 1

На основании проведенных в данной главе исследований можно сделать следующие выводы:

1. Большинство авиакатастроф происходят на стадии посадки, так как даже небольшие угловые отклонения приводят к увеличению нагрузки на шасси в момент приземления. При посадке, особенно при неблагоприятных погодных условиях, крайне важным является наблюдение за параметрами и принятие экипажем правильного решения.

2. Существуют различные способы, повышающие уровень безопасности при заходе на посадку и посадке, например, система радиомаяков, передающих данные о пространственном положении самолета и необходимой посадочной траектории на борт.

3. Известны способы посадки БЛА на шасси с применением радиотехнических средств посадки, бортового комплекса измерительно-информационной аппаратуры без данных с наземных устройств, с дополнительным использованием специальных устройств механического захвата, а также тормозного парашюта.

4. Известные методы посадки при боковом ветре требуют либо участия человека в процессе управления, либо дополнительное оборудование, либо вызывают значительные нагрузки на шасси.

5. Аналитическое конструирование регуляторов позволяет найти закон оптимального управления в квадратурах, что сразу определяет структуру регулятора замкнутой системы управления.

5. Посадочный маневр был разбит на 4 участка, для каждого из которых необходимо определить его размер, сформировать законы управления и логику переключения между ними, а также предложить логику координированного управления боковым и продольным движением БЛА.

## ГЛАВА 2. ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ МНОГОРЕЖИМНОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА ПРИ СНИЖЕНИИ ПО ГЛИССАДЕ И ВЫРАВНИВАНИИ

### 2.1 Общий подход к последовательности действий при выполнении посадочного маневра

Основной замысел бокового движения БЛА состоит в том, что вначале на участке  $A_1$  (см. рисунок 1.5) осуществляется отход на расстояние  $z_{зад}$  от заданной линии пути, чтобы затем лететь параллельно ей при путевом угле, равным заданному курсу ВПП и не равным нулю курсовом угле, для оказания противодействия боковому ветру  $w$  [28]. Время  $t_1$  выполнения этого действия, включая параллельный полет рядом с заданной линией пути, не лимитировано по сравнению с заранее рассчитываемой величиной  $z_{зад}$ , зависящей от силы бокового ветра.

Основным является участок  $A_2$  весьма энергичного возвращения на заданную линию пути, который должен начаться в заранее рассчитанный момент снижения по глиссаде, отстоящий от момента приземления на определенное время  $(t_2 + t_3)$ .

Участок  $A_3$  вблизи земли исключает управление по крену, и поэтому нужно перейти на использование только руля направления, стремясь двигаться по окружности, для которой характерно совпадение курсового и путевого углов, чему соответствует простая формула:

$$z \approx \frac{(\dot{z} + w)^2}{a_{\min}}.$$

Таким образом, подводя итоги рассмотрения различных действий, для управления боковым движением можно считать необходимым использование на каждом из участков двух регуляторов: управления рулем направления и управления элеронами [29].

## 2.2 Выбор алгоритмов автоматического управления боковым движением

Рассмотрим последовательно каждый из участков бокового маневра, представленного на рисунке 1.5, и зададимся законами управления рулем направления и элеронами для каждого из них.

На участке  $A_0$  происходит полет с нулевым отклонением от оси ВПП, то есть управление в боковом канале должно осуществлять стабилизацию на курсовой линии. При этом простейший типовой закон управления, как это показано в [30], имеет вид:

$$\begin{aligned}\Delta\delta_y &= -k_y^\gamma (\gamma_{зад} - \gamma) + k_y^{\omega_x} \omega_x; \\ \gamma_{зад} &= k_\gamma^z z - k_\gamma^\psi \Delta\psi,\end{aligned}$$

где  $\gamma$  – угол крена,  $\gamma_{зад}$  – заданное значение крена,  $\omega_x$  – угловая скорость крена,  $z$  – боковое расстояние от оси ВПП,  $\Delta\psi$  – значение курсового угла на полосу,  $k_y^\gamma, k_y^{\omega_x}, k_\gamma^z, k_\gamma^\psi$  – коэффициенты закона управления.

Данный закон можно переписать в следующем виде, добавив в него слагаемое, пропорциональное боковой скорости для демпфирования колебаний относительно оси ВПП:

$$\Delta\delta_{y0} = K_{y0}^\gamma \gamma + K_{y0}^{\omega_x} \omega_x + K_{y0}^z z + K_{y0}^{Vz} Vz + K_{y0}^\psi \psi. \quad (2.1)$$

Во время полета информация об углах и угловых скоростях БЛА, а также об истинном угле курса может быть получена с бортовых датчиков, а для определения значений боковой скорости и бокового отклонения можно использовать либо навигационные системы, например спутниковые, либо наземные курсо-глисадные системы при наличии на борту приемников сигналов курсового и глисадного радиомаяков [31].

В канале руля направления главной задачей является выдерживание направления на ВПП, поэтому закон управления включает в себя значения углов курса, пути и угловой скорости курса, умноженные на соответствующие коэффициенты:

$$\Delta\delta_{n0} = K_{n0}^{\psi}\psi + K_{n0}^{\omega_y}\omega_y + K_{n0}^{\Psi}\Psi. \quad (2.2)$$

На участке  $A_1$ , где происходит уход на заданное расстояние от ВПП, главную роль в боковом движении играет канал управления по крену, так как известно, что данный способ является более эффективным по сравнению с методом управления скольжением, поэтому регулятор управления элеронов включает в себя отклонение, пропорциональное рассогласованию между текущим боковым отклонением  $z$  и желаемым  $z_{зад}$ , и имеет следующую линейную форму:

$$\Delta\delta_{\delta 1} = K_{\delta 1}^{\gamma}\gamma + K_{\delta 1}^{\omega_x}\omega_x + K_{\delta 1}^z(z - z_{зад}) + K_{\delta 1}^{Vz}Vz. \quad (2.3)$$

Руль направления при этом должен действовать так, чтобы на выходе из участка  $A_1$  значение угла курса было равно некоторому заданному значению  $\psi_{зад}$ , а путевая скорость была направлена по оси ВПП, то есть, чтобы носовая часть БЛА была направлена против ветра при движении параллельно первоначальной линии пути. Также в законе управления необходимо добавить член, отвечающий за демпфирование колебаний, и таким образом закон управления рулем направления получает следующий вид:

$$\Delta\delta_{n1} = K_{n1}^{\psi}(\psi - \psi_{зад}) + K_{n1}^{\omega_y}\omega_y + K_{n1}^{\Psi}\Psi. \quad (2.4)$$

На участке  $A_2$  начинается маневр по энергичному возвращению к оси ВПП, то есть канал крена продолжает играть главную роль на данном этапе. При этом в конце данного участка необходимо набрать такую боковую скорость против ветра, которая бы позволила на последующем участке  $A_3$  снизить ее до нуля в момент возвращения к линии пути и одновременного приземления. В закон управления элеронами входят слагаемые, отвечающие за устранение бокового отклонения и его колебаний, за устранение крена и его колебаний, а также путевой угол, как член, пропорциональный боковой скорости:

$$\Delta\delta_{y2} = K_{y2}^{\gamma}\gamma + K_{y2}^{\omega_x}\omega_x + K_{y2}^z z + K_{y1}^{\Psi}(\Psi - \Psi_{\ddot{\alpha}\alpha}). \quad (2.5)$$

Руль направления здесь имеет вспомогательное действие, и его закон управления имеет следующий вид:

$$\Delta\delta_{n2} = K_{n2}^{\psi}\psi + K_{n2}^{\omega_y}\omega_y + K_{n2}^{\Psi}(\Psi - \Psi_{зад}). \quad (2.6)$$

На участке  $A_3$  роли каналов изменяются, так как здесь БЛА находится близко к земле, в связи с чем управление по крену запрещено из-за опасности задевания крылом земли. Поэтому элероны на данном этапе только лишь устраняют крен:

$$\Delta\delta_{\text{э3}} = K_{\text{э3}}^{\gamma}\gamma + K_{\text{э3}}^{\omega_x}\omega_x, \quad (2.7)$$

а основное управление ведется рулем направления, который на данном завершающем участке маневра устраняет оставшееся значение бокового отклонения, боковой скорости и угла скольжения:

$$\Delta\delta_{i3} = K_{i3}^{\psi}(\psi - \Psi) + K_{i3}^{\omega_y}\omega_y + K_{i3}^z z + K_{i3}^{Vz} Vz. \quad (2.8)$$

Коэффициенты всех законов управления могут быть найдены методом аналитического конструирования оптимальных регуляторов, который подробно был описан в главе 1, а затем должны быть уточнены при моделировании для определенного типа воздушного судна.

### 2.3 Выбор алгоритмов управления продольным движением

Управление в вертикальной плоскости производится путем отклонения руля высоты. Обычно вертикальный канал называют каналом тангажа, так как этот угол является основным, определяющим движение в продольной плоскости. Простейший вид закона управления тангажом имеет следующий вид:

$$\Delta\delta_{pв} = K_{pв}^{\mathcal{G}}(\mathcal{G} - \mathcal{G}_{\text{зад}}) + K_{pв}^{\omega_z}\omega_z, \quad (2.9)$$

где  $\Delta\delta_{pв}$  – отклонение руля высоты,  $\mathcal{G}$  – угол тангажа,  $\mathcal{G}_{\text{зад}}$  – заданный угол тангажа,  $\omega_z$  – угловая скорость тангажа,  $K_{pв}^{\mathcal{G}}$ ,  $K_{pв}^{\omega_z}$  – коэффициенты закона управления. В нашем случае заданный угол тангажа должен быть пропорционален отклонению от глиссады  $\Delta H$ :

$$\mathcal{G}_{\text{зад}} = K_{\mathcal{G}_{\text{зад}}}^H \Delta H. \quad (2.10)$$

Глиссада же, в свою очередь, может задаваться либо глиссадным радиомаяком, о чем было сказано в главе 1, либо же при отсутствии

радиооборудования, она может быть определена простой формулой, получаемой геометрически из оставшейся дальности до точки приземления:

$$H = H_0 - \theta \cdot V \cdot t, \quad (2.11)$$

где  $H_0$  – начальная высота, с которой начинается снижение,  $\theta$  – угол наклона глиссады,  $V$  – путевая скорость самолета,  $t$  – время от начала снижения.

Таким образом, объединив выражения (2.9) – (2.11), можно получить общую формулу для управления продольным движением ЛА при снижении по глиссаде:

$$\delta_{\partial \partial 1} = K_{H1} (H_0 - \theta V t) + K_{g1} \mathcal{G} + K_{\omega z1} \omega_z. \quad (2.12)$$

Во время снижения по глиссаде ЛА имеет довольно высокую вертикальную скорость, при наличии которой соприкосновение с землей недопустимо. В связи с этим необходимо уменьшить вертикальную скорость при касании земли, что достигается за счет уменьшения угла наклона траектории движения. Этап полета, в процессе которого ЛА переходит от снижения по глиссаде на новую траекторию с меньшим углом наклона, называется выравниванием

В процесса выравнивания ЛА, как правило, движется по криволинейной траектории, сопрягающей глиссаду и прямую, параллельную или имеющую малый наклон к земной поверхности. Искривление траектории происходит вследствие действия центростремительной силы, возникающей при увеличении угла атаки самолета [32]. В настоящее время для посадки гражданских самолетов применяется следующий закон изменения вертикальной скорости во время выравнивания:

$$-\dot{H} = cH,$$

где  $c$  – коэффициент пропорциональности.

Введя обозначение  $T = \frac{1}{c}$ , получим:

$$(Tp + 1)H = 0.$$

Решение этого уравнения дает текущее значение высоты:

$$H(t) = H_0 e^{-\frac{t}{T}}, \quad (2.13)$$

где  $H_0$  – высота начала выравнивания. В формуле (2.13) присутствует экспонента, поэтому такую траекторию выравнивания называют экспоненциальной [33].

Для обеспечения плавного перехода к выравниванию необходимо, чтобы в точке начала выравнивания касательная к экспоненте совпадала с глissадой. Это возможно, если

$$T = \frac{H_0}{V\theta}.$$

Таким образом, получаем закон управления рулем высоты на этапе выравнивания:

$$\delta_{\delta a1} = K_{\dot{H}2} (\dot{H} - \dot{H}_{\text{зад}}) + K_{g2} \mathcal{G} + K_{\omega z 2} \omega_z, \quad (2.14)$$

$$\text{где } \dot{H}_{\text{зад}} = -\frac{H}{T} e^{-\frac{t}{T}}.$$

Однако для БЛА нет большой необходимости в сложной реализации этапе выравнивания, кроме того, цель данной работы сосредоточена на управлении ЛА в боковом канале, поэтому для упрощения моделирования было решено использовать для выравнивания закон управления вида (2.11), в который подавался бы угол, меньший, чем угол наклона глissады.

## 2.4 Выводы по главе 2

На основании проделанных в данной главе исследований можно сделать следующие выводы:

1. Найдены формулы для законов управления в боковом канале для каждого участка таким образом, что:

- на участке  $A_0$  ЛА старается двигаться вдоль оси ВПП, и, следовательно, законы управления рулей направления и элеронов должны работать на устранение бокового отклонения;
- на участке  $A_1$  происходит уход от первоначальной курсовой линии вбок по ветру на некоторое расстояние  $z_{зад}$ , то есть необходимо траекторное управление с преобладающим значением управления по крену;
- на участке  $A_2$  канал элеронов продолжает влиять главную роль в наборе скорости против ветра во время маневра по возвращению к оси ВПП;
- на участке  $A_3$  элероны должны поддерживать нулевое значение, а руль направления устраняет оставшееся боковое отклонение и разницу между курсовым и путевым углами.

2. Также найдены законы управления в продольном канале для двух этапов посадки: снижения по глиссаде и выравнивании. Во время снижения по глиссаде закон управления рулем высоты может использовать либо значение высоты полета и вертикальной скорости, полученные с бортовых датчиков, либо сигнал отклонения от глиссады, который подается с наземной курсо-глиссадной системы.

### ГЛАВА 3. ФОРМИРОВАНИЕ ЛОГИКИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ С ОДНОГО РЕЖИМА ПОЛЕТА НА ДРУГОЙ ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКЕ

В предыдущих главах был подробно описан специальный маневр, выполняемый во время захода на посадку, однако еще остались неисследованными следующие вопросы:

- а) Определение зависящих от силы  $w$  бокового ветра размеров областей  $A_0, A_1, A_2, A_3$ , для которых назначаются свои законы управления ЛА,
- б) Автоматизация переключения этих законов с одного на другой при попадании ЛА в очередную область  $A_i$ , показанную на рисунке 3.1.

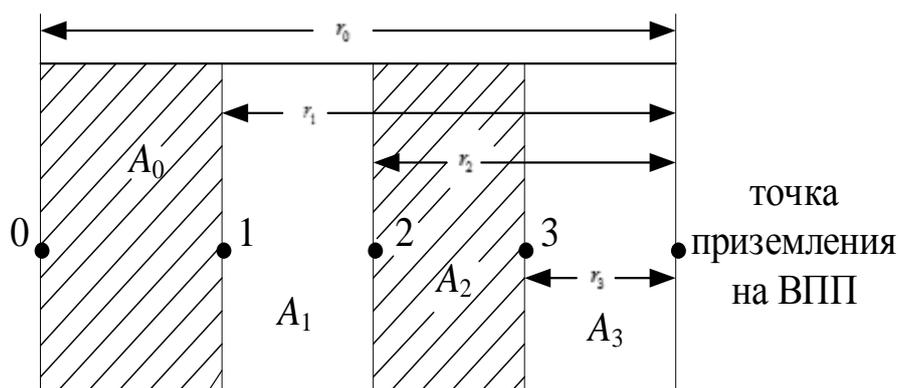


Рисунок 3.1 – Схема расположения участков выполнения отдельных режимов управления посадочным маневром

При решении данных вопросов были приняты следующие допущения:

1. Считается, что при снижении по глиссаде реализуются три новых режима полета в соответствии с областями  $A_1, A_2, A_3$  – уход от заданной линии пути в направлении действия бокового ветра, возвращение к ней при управлении по крену и заключительное движение при нулевом крене с помощью руля направления.
2. Скорость полета  $V$  считается заданной и неизменной.
3. Снижение по глиссаде происходит на участках  $A_1$  и  $A_2$  с углом наклона  $\theta_{max}$ , на участке  $A_3$  – с меньшим углом наклона  $\theta_{min}$ .

4. Боковое движение ЛА определяется заданной линией пути, для которой известны координаты  $x_0, z_0$  точки приземления и заданный путевой угол  $\psi_0$ .

5. С помощью спутниковой навигации известны текущая дальность  $r$  до точки приземления и координаты  $y$  и  $z$  высоты полета и бокового отклонения.

6. Для управления посадкой используются три регулятора – управления рулем высоты  $U_1$ , управления рулем направления  $U_2$  и управления по крену  $U_3$  элеронами.

При этом требуется определить условия автоматического переключения работы системы с одного режима посадки на другой.

### 3.1 Определение необходимых расстояний на выполнение каждого из четырех режимов полета

Как было сказано выше, при попадании ЛА в один из показанных на рисунке 3.1 прямоугольных участков реализуется нужный режим посадочного маневра. Заметим, что одна из сторон  $z_i$  каждого прямоугольника неизменна и одинакова, а две другие границы  $x_{\min}, x_{\max}$  заранее неизвестны и должны быть рассчитаны в полете в зависимости от скорости  $w$  бокового ветра и скорости полета  $V$ . Этим границам соответствуют показанные на рисунке 3.1 дальности  $r_0, r_1, r_2, r_3$  до заданной точки приземления, которые вычисляются, исходя из следующих соображений [34].

Дальность  $r_3$  последнего завершающего участка  $A_3$ , на котором исключено управление по крену из-за близости к земле, определяется минимальной высотой  $H_{\min}$ , меньше которой ненулевой крен запрещен

$$r_3 = \frac{H_{\min}}{\theta_{\min}}. \quad (3.1)$$

Дальность  $r_2$  для участка  $A_2$  определяется располагаемым временем  $t_2 \cong Cw$ , необходимым для возвращения ЛА на заданную линию пути, и скоростью полета  $V$ .

$$r_2 = r_3 + Vt_2 = r_3 + CwV, \quad (3.2)$$

где  $C = 0,8 \div 0,9$ .

Дальность  $r_1$  складывается из  $r_2$  и пути  $\Delta S$ , необходимого на участке  $A_1$  для ухода с линии пути в подветренную сторону. На участке  $A_2$  противоположное боковое движение осуществляется навстречу ветру, поэтому пути  $\Delta S$ , равного  $Vt_2$ , будет вполне достаточно для совершения первой части маневра. Отсюда получим:

$$r_1 = r_2 + \Delta S = r_3 + 2\Delta S = r_3 + 2CwV. \quad (3.3)$$

Наконец, дальность  $r_0$  есть функция начальной высоты  $H_0$ , с которой началось снижение, и с учетом того, что сначала снижение происходит с одним углом  $\theta_{\max}$  наклона траектории, а на этапе выравнивания на участке  $A_3$  – с другим углом  $\theta_{\min}$ . Тогда получим:

$$r_0 = \frac{H_0}{\theta_{\max}} + H_{\min} \left( \frac{1}{\theta_{\min}} - \frac{1}{\theta_{\max}} \right). \quad (3.4)$$

Формул (3.1 – 3.4) достаточно, чтобы назначить все параметры участков  $A_i$ , определяющих стороны прямоугольников.

### **3.2 Определение контрольных значений высоты полета при посадке в точках переключения**

При выполнении посадочного маневра необходимо контролировать не только дальность до точки приземления, но и текущую высоту полета. Это оказывается особенно важным при наличии ветровых возмущений не только в боковом, но и в продольном канале. Кроме того, информация о дальности до точки приземления не всегда может быть получена, в связи с этим переключение между каналами системы управления посадкой возможно осуществлять по достижению некоторых контрольных значений высоты, которые могут быть получены из рассчитанных дальностей участков по формуле:

$$H_i = \theta_{\max} (r_i - r_3) + H_3, \quad (3.5)$$

где  $i = 1, 2$ ,  $H_3$  – высота начала выравнивания,  $r_i$  – длина  $i$ -го участка.

Таким образом, получается, что каждому участку соответствует как его дальность  $r$ , так и два значения высоты, которые определяют границы участка в пространстве. Это наглядно представлено на рисунке 3.2.

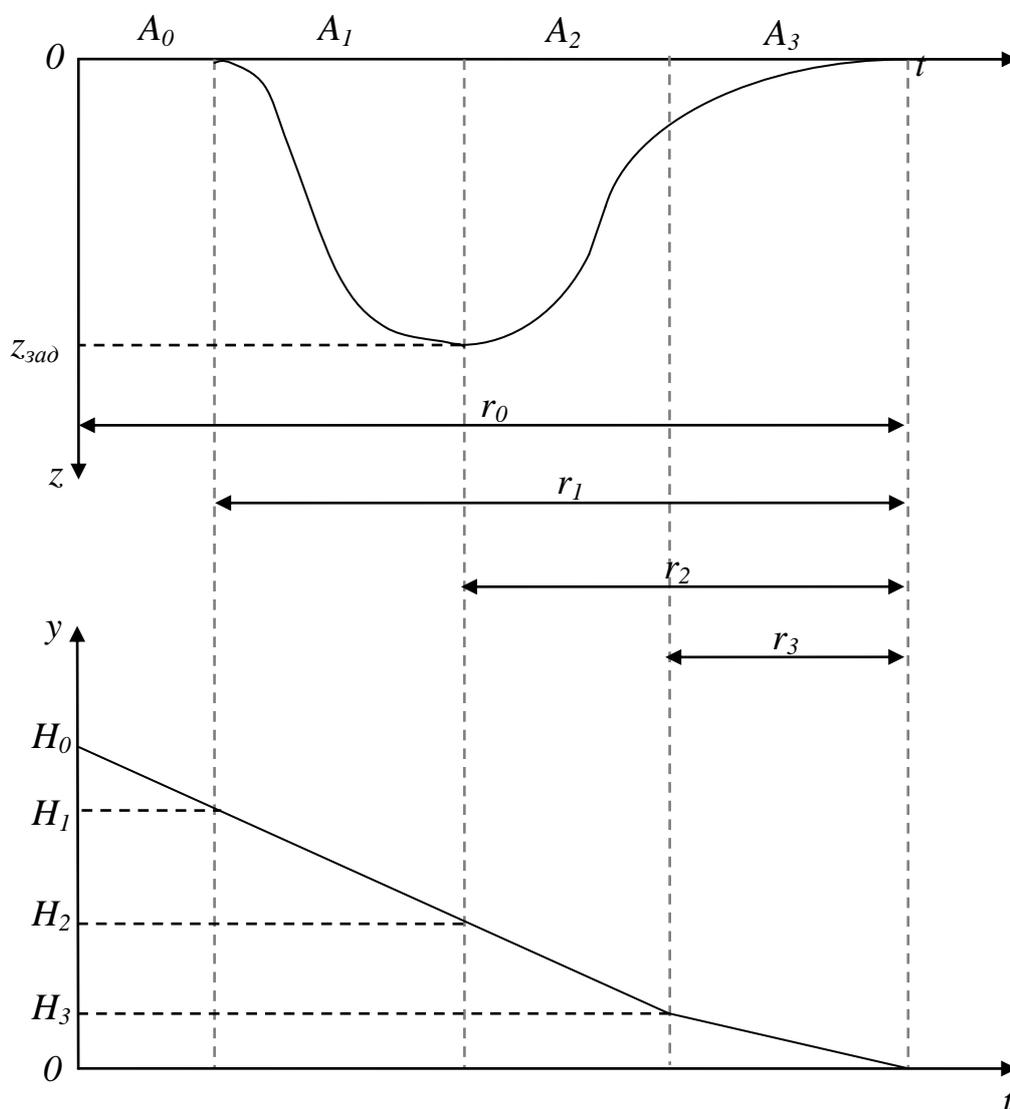


Рисунок 3.2 – Схема расположения участков выполнения отдельных режимов управления посадочным маневром

Если подставить в формулу (3.5) выражение (3.3) для дальности каждого из участков, можно определить каждую из высот, задающих границы участков:

$$H_1 = 2CwV\theta_{max} + H_3,$$

$$H_2 = CwV\theta_{max} + H_3,$$

$$H_3 = H_{min}.$$

### 3.3 Оценка необходимого бокового и углового положения БЛА на первом участке маневра

На участке  $A_1$  боковое отклонение  $z_{зад}$  от обычной заданной линии пути, используемой в отсутствие бокового ветра, определяется при допущении о равноускоренном боковом движении, и предлагается следующая оценка, полученная экспериментальным путем по данным моделирования на ЭВМ:

$$z_{зад} = \text{sign}(w) \frac{9|w| + 0.68w^2}{0.1 \cdot V}. \quad (3.6)$$

Кроме того, в конце данного участка ЛА должен иметь некоторое значение угла курса таким образом, чтобы его продольная ось была направлена против ветра. Данное значение курсового угла пропорционально углу ветра:

$$\psi_{зад} = \frac{B \cdot w}{V},$$

где причем  $B$  – коэффициент пропорциональности зависит от характеристик ЛА. После проведения оценки при помощи моделирования на ЭВМ удалось выяснить, что его значение изменяется в пределах от 0.5 до 1.

На участке  $A_2$  при завершении маневра по крену нужно иметь такую путевую скорость, чтобы ЛА двигался навстречу ветру с некоторой боковой скоростью не менее  $0,5w$ . Поэтому можно получить следующую оценку желаемого путевого угла:

$$\Psi_{зад} = \frac{0,5w}{V}. \quad (3.7)$$

### 3.4 Назначение уставок в регуляторы управления посадкой

В предыдущих подразделах формулами (3.1 – 3.7) были описаны необходимые параметры предлагаемого посадочного маневра. Эти параметры, или уставки, передаются в регуляторы, управляющие движением по желаемой траектории. Полученные уставки для наглядности сведены в таблицу 3.1.

Таблица 3.1 – Определение участков посадочного маневра и назначения уставок

№	$X_{\min}$	$X_{\max}$	$H_{\text{зад}}$	$Z_{\text{зад}}$	$\psi_{\text{зад}}$	$\Psi_{\text{зад}}$	$\gamma_{\text{зад}}$	$ \theta_{\text{зад}} $
$A_0$	$r_1$	$r_0$	$\theta_{\max} \left( r - \frac{H_{\min}}{\theta_{\min}} \right)$	0	0	0	$\gamma_{\max}$	$\theta_{\max}$
$A_1$	$r_2$	$r_1$	$\theta_{\max} \left( r - \frac{H_{\min}}{\theta_{\min}} \right)$	$\text{sign}(w) \frac{9 w  + 0.68w^2}{0.1V}$	$\frac{Bw}{V}$	0	$\gamma_{\max}$	$\theta_{\max}$
$A_2$	$r_3$	$r_2$	$\theta_{\max} \left( r - \frac{H_{\min}}{\theta_{\min}} \right)$	0	0	$\frac{0,5w}{V}$	$\gamma_{\max}$	$\theta_{\max}$
$A_3$	$r_3$	0	$\theta_{\min} r$	0	0	0	0	$\theta_{\min}$

Верхняя строка и левый столбец этой таблицы являются заголовочными. Второй и третий столбцы определяют меняющиеся размеры участков  $A_i$ , которые надо вычислять в реальном масштабе времени в зависимости от  $w$  и  $V$ .

Столбцы 3 – 7 правой части таблицы 3.1 содержат следующие уставки в регуляторы – задающее текущее значение высоты  $H_{\text{зад}}$  при снижении по глиссаде, заданное боковое отклонение  $z_{\text{зад}}$  от линии пути, проходящей по середине ВПП, заданный требуемый путевой угол  $\psi_{\text{зад}}$ , заданный максимально допустимый угол крена  $\gamma_{\text{зад}}$  и заданный модуль  $|\theta_{\text{зад}}|$  наклона траектории. Таким образом, уставками являются те задающие воздействия, которые подаются в регуляторы для управления рулем высоты, рулем направления и элеронами. При этом заданная скорость  $V$  считается известной и поддерживается постоянной автоматом управления тягой.

Уставки меняются либо скачком, либо вычисляются по следующим формулам. На участке  $A_0$  задающее воздействие  $H_{\text{зад}}$  вычисляется как функция известной текущей дальности  $r$ .

$$H_{\text{зад}} = \theta_{\max} \left( r - \frac{H_{\min}}{\theta_{\min}} \right). \quad (3.8)$$

На участке  $A_3$  при сходе с глиссады скачком меняется угол наклона траектории с целью её выравнивания, и вместо  $\theta_{\max}$  в таблице указано значение  $\theta_{\min}$ .

В итоге выделенные более жирно элементы таблицы 3.1 вычисляются в режиме реального времени в полете как функции текущей дальности  $r$ , скорости  $w$  бокового ветра и скорости  $V$  – всего 5 элементов при определении размеров участков и 6 элементов при вычислении уставок.

### 3.5 Алгоритм автоматического переключения режимов управления посадкой при использовании трех регуляторов

Сам алгоритм переключения режимов полета весьма прост и может быть представлен блок-схемой, показанной на рисунке 3.3.

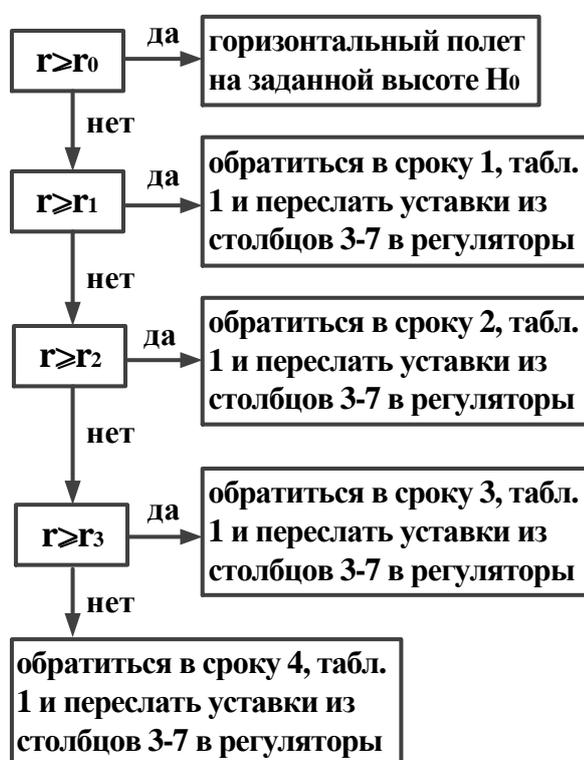


Рисунок 3.3 – Блок-схема алгоритма автоматического переключения режимов управления посадочным маневром

Как видно из блок-схемы, переключение между участками посадочного маневра происходит в зависимости от текущей дальности  $r$  до точки приземления. При уменьшении этой дальности до известных значений  $r_i$  происходит передача уставок в регуляторы. Сами регуляторы, как было сказано в главе 2, являются линейными, и часть их передаточных чисел меняется скачком. В частности, на

участках  $A_0, A_1, A_2$ , главную роль в боковом движении играет канал управления по крену, и его регулятор имеет следующую линейную форму:

$$U_3 = K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x + K_z z + K_{V_z} V_z. \quad (3.9)$$

Канал управления рулем направления – вспомогательный, и его регулятор имеет свою линейную форму:

$$U_2 = K_\psi \psi + K_{\omega_y} \omega_y + K_\Psi \Psi. \quad (3.10)$$

На участке  $A_3$  роли каналов изменяются, и для них можно записать:

$$U_3 = K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x, \quad (3.11)$$

$$U_2 = K_\psi \psi + K_{\omega_y} \omega_y + K_\Psi \Psi + K_z z + K_{V_z} V_z. \quad (3.12)$$

Канал управления высотой полет имеет неизменные передаточные числа в своем регуляторе.

$$U_1 = K_{\dot{H}} (\dot{H} - \dot{H}_{\text{зад}}) + K_g g + K_{\omega_z} \omega_z. \quad (3.13)$$

Необходимо обратить особое внимание на то, что при пространственном движении ЛА проявляется нежелательное взаимовлияние трех каналов управления. Для его устранения необходимо осуществить координацию бокового и продольного движения, для чего в регуляторы вводятся поправки с помощью специальных координаторов, как это показано на рисунке 3.4.

В результате получили новые законы управления для участка  $A_2$ :

$$U_3 = K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x + K_z z + K_{V_z} V_z + K_\psi^3 \psi + K_{\omega_y}^3 \omega_y, \quad (3.14)$$

$$U_2 = K_\psi \psi + K_{\omega_y} \omega_y + K_\Psi \Psi + K_\gamma^{PH} \gamma + K_{\omega_x}^{PH} \omega_x. \quad (3.15)$$

Из рисунка 3.4 видно, что система управления содержит 3 регулятора, 2 координатора и один автоматический переключатель режимов полета, использующий данные таблицы 3.1. Роль главного координатора – переключателя режимов полета и назначения уставок описана ниже в главе 4.

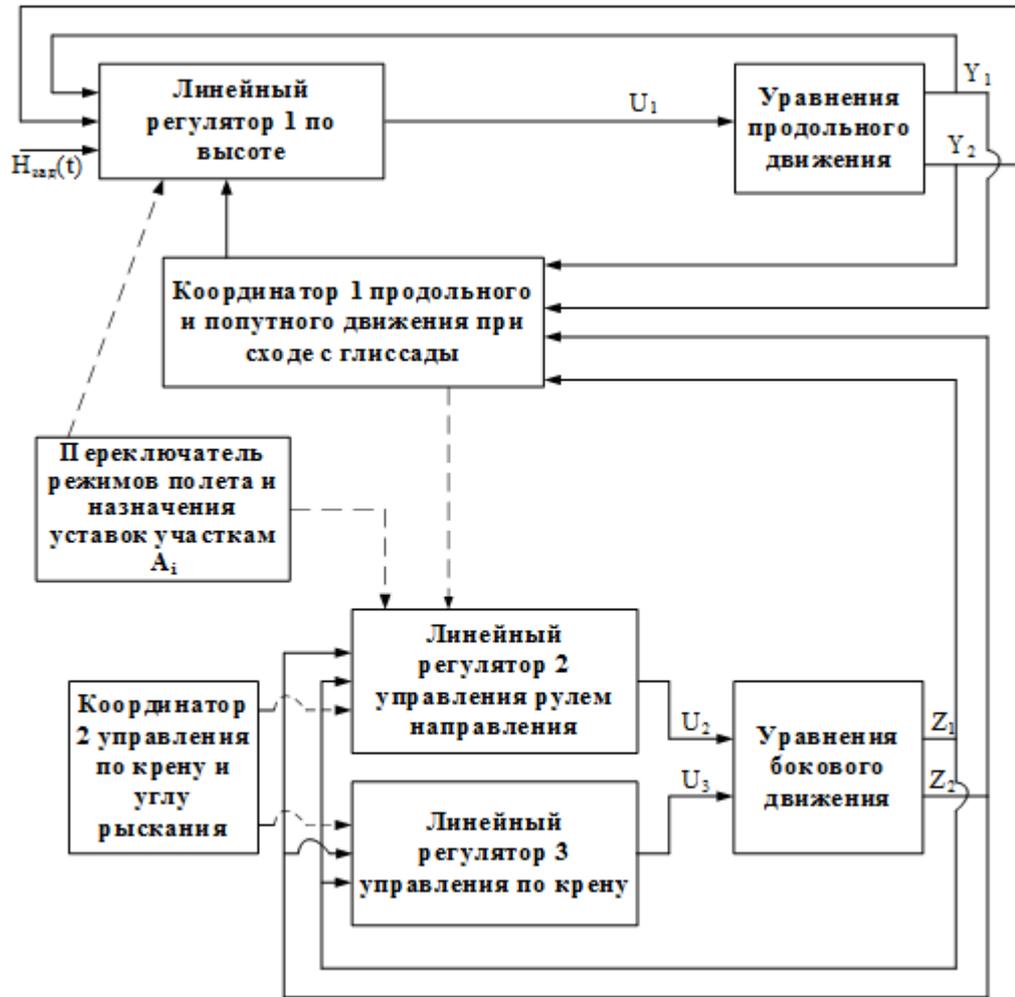


Рисунок 3.4 – Блок-схема трехканальной системы координированного управления посадкой при сильном боковом ветре

### 3.6 Выводы по главе 3

На основании проведенных в данной главе исследований можно сделать следующие выводы:

1. Сформированный алгоритм переключения режимов полета позволяет в реальном времени автоматическим путем реализовать процесс управления посадочным маневром в зависимости от скорости полета и бокового ветра.
2. На основании анализа вариантов логики переключения по дальности или по высоте отдано предпочтение принятию решений по достижению контрольных значений высоты как более надежного источника информации в распоряжении БЛА.
3. Нужно подчеркнуть, что при снижении скорости бокового ветра размеры областей автоматически уменьшаются, а при отсутствии ветра эти области исчезнут, что вполне очевидно, т.к. в этих условиях нет нужды в выполнении специального бокового маневра.

## ГЛАВА 4. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ КООРДИНАЦИИ БОКОВОГО И ПРОДОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ С ЦЕЛЬЮ ОДНОВРЕМЕННОГО ОБНУЛЕНИЯ НУЖНЫХ КООРДИНАТ ПОЛОЖЕНИЯ И СКОРОСТИ В ТОЧКЕ ПРИЗЕМЛЕНИЯ

После снижения по глиссаде при выполнении посадки самолетного типа в штатном режиме осуществляется режим выравнивания при малых линейных отклонениях по двум координатам – высоте и боковому пути.

В этом случае необходимости в координации пространственного движения нет, особенно при нулевом боковом отклонении, т.к. при снижении по высоте момент приземления может быть произвольным.

Однако при действии ветра, в первую очередь бокового, может оказаться, что либо боковое отклонение от середины взлетно-посадочной полосы, либо боковая скорость будут недопустимо велики. Чтобы избежать этого, ставится задача управления специальным посадочным маневром, таким, чтобы нулевые значения по боковому и вертикальному отклонению от глиссады были достигнуты одновременно [35].

Данная глава посвящена вопросу формирования алгоритма синхронного изменения в разные стороны передаточных чисел регуляторов в двух каналах продольного и бокового движения с учетом отставания или опережения действий в каждом из них.

### 4.1 Постановка задачи оптимального управления координированным движением при посадке

1. Заданы упрощенные уравнения бокового движения БЛА и линейный закон управления при использовании элеронов:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 + w_1, \\ \dot{z}_2 = -a_2 z_2 + u_1, \end{cases} \quad (4.1)$$

где  $u_1$  – сигнал управления боковым движением;  $w_1$  – значение бокового ветра.

Следует отметить, что упрощенная модель движения используется с целью достижения описанных ниже результатов синтеза координированного управления в квадратурах.

2. Заданы уравнения продольного движения беспилотного летательного аппарата (БЛА) и закон автоматического управления по высоте в классе линейных регуляторов при использовании руля высоты:

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = Vy_2 + w_2, \\ \dot{y}_2 = y_3 - a_2 y_2, \\ \dot{y}_3 = -a_3 y_3 + u_2, \end{cases} \quad (4.2)$$

где  $u_2$  – сигнал управления;  $w_2$  – значение вертикального ветра.

3. Скорость  $V$  БЛА считается постоянной и заданной величиной.

4. Качество координации управления оценивается следующим образом: снижение по высоте в штатном режиме выравнивания осуществляется с заданной вертикальной скоростью, зависящей от назначенного угла  $\theta_0$  наклона траектории:

$$H(t) = H_0 - V\theta_0 t.$$

При этом каждому текущему значению высоты  $H$  ставится в соответствие некоторое допустимое по модулю отклонение  $|\Delta z|$  от заданной линии пути, превышение которого требует, с одной стороны, повышения активности управления в канале бокового движения (увеличению передаточного числа  $k_{21}$  в регуляторе сигнала  $U_2$ ), и, с другой стороны, уменьшения скорости снижения БЛА по высоте (уменьшение передаточного числа  $k_{11}$  в регуляторе сигнала  $U_1$ ). Само несоответствие  $\Delta$  можно описать простой формулой:

$$\Delta = H - m\Delta z, \quad (4.3)$$

где  $m$  – коэффициент пропорциональности, который подлежит последующему уточнению либо экспериментально, либо в результате оптимального синтеза.

5. Для проведения синтеза оптимального управления координированного движения предложен критерий, содержащий терминальную и интегральную части при заданном общем времени управления  $T$ :

$$J_1 = \int_0^T [0,5r_0(u_1^2 + u_2^2) + nz_1y_1y_3 + r_2z_1^2 + r_1y_1^2] dt + \\ + 0,5r_3[y_1^2(T) + z_1^2(T)] \rightarrow \min, \quad (4.4)$$

где  $r_0 = 1$  – коэффициент штрафа за отклонение рулевых органов;  $r_1$  – коэффициент штрафа за отклонение от глиссады по высоте;  $r_2$  – коэффициент штрафа за отклонение от заданной линии пути при выравнивании;  $r_3$  – штраф за линейные отклонения от траектории вблизи точки приземления в фиксированный момент времени;  $n$  – штраф за опасное совпадение по знакам координат  $z_1, y_1, y_3$ .

При этих условиях необходимо синтезировать законы управления  $u_1$  и  $u_2$  с учетом взаимовлияния бокового и продольного движения при учете единого критерия (4.4).

#### 4.2 Формулировка задачи оптимального управления с помощью динамического программирования

Поскольку формально критерий (4.4) задан и относится в теории управления к задаче Майера, а объект задан с помощью непрерывных дифференциальных уравнений (4.1) и (4.2) в форме Коши, решение этой задачи можно найти с помощью динамического программирования [13], если свести терминальные члены к интегральному виду следующим путем:

$$0,5r_3[y_1^2(T) + z_1^2(T)] = r_3 \int_0^T (y_1\dot{y}_1 + z_1\dot{z}_1) dt.$$

Тогда уравнение Беллмана в частных производных можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned}
-\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} &= \min_{u_1, u_2} \left[ 0, 5(u_1^2 + u_2^2) + r_2 z_1^2 + r_1 y_1^2 + n z_1 y_1 y_3 + \right. \\
&+ \left. \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial z_1} + r_3 z_1 \right) \dot{z}_1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial z_2} \dot{z}_2 + \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial y_1} + r_3 y_1 \right) \dot{y}_1 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial y_3} y_3 \right] = \\
&= \min_{u_1, u_2} \left[ 0, 5(u_1^2 + u_2^2) + r_1 y_1^2 + r_2 z_1^2 + n z_1 y_1 y_3 + \right. \\
&+ \left. \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial z_1} + r_3 z_1 \right) z_2 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial z_2} (-a_1 z_2 + u_1) + \left( \frac{\partial \varepsilon}{\partial y_1} + r_3 y_1 \right) y_2 + \right. \\
&+ \left. \frac{\partial \varepsilon}{\partial y_2} (y_3 - a_2 y_2) + \frac{\partial \varepsilon}{\partial y_3} (-a_3 y_3 + u_2) \right] = \min F(\bar{z}, \bar{y}, \bar{u}),
\end{aligned} \tag{4.5}$$

где  $\varepsilon$  – искомая функция Беллмана;  $F(\bar{z}, \bar{y}, \bar{u})$  – минимизируемая функция текущего риска.

Для решения уравнения Беллмана (4.5) можно воспользоваться методом аналитического конструирования оптимальных регуляторов (АКОР) [14], требующим представления функции Беллмана  $\varepsilon_0$  в виде степенного полинома второго порядка. Однако, в данной задаче такого представления недостаточно, и был взят полином третьей степени, имеющий вид:

$$\begin{aligned}
\varepsilon_1 &= \varepsilon_0 + \lambda y_1 z_1 x_3 + \xi y_1 z_1 x_3 + n y_1 z_1 y_3 = \\
&= \beta_1 z_1 + 0,5 \gamma_1 z_1^2 + \beta_2 z_2 + 0,5 \gamma_2 z_2^2 + \beta_3 y_1 + \\
&0,5 \gamma_3 y_1^2 + \beta_4 y_2 + 0,5 \gamma_4 y_2^2 + \beta_5 y_3 + 0,5 \gamma_5 y_3^2 + \\
&+ \psi_{12} z_1 z_2 + \psi_{13} z_1 y_1 + \psi_{14} z_1 y_2 + \psi_{15} z_1 y_3 + \\
&+ \psi_{23} z_2 y_1 + \psi_{24} z_2 y_2 + \psi_{25} z_2 y_3 + \psi_{34} y_1 y_2 + \\
&+ \psi_{35} y_1 y_3 + \psi_{45} y_2 y_3 + \lambda y_1 z_1 z_2 + \xi y_1 z_1 y_3 + n y_1 z_1 y_3.
\end{aligned} \tag{4.6}$$

Коэффициенты функции Беллмана  $\psi_{13}$ ,  $\psi_{14}$ ,  $\psi_{15}$ ,  $\psi_{23}$ ,  $\psi_{24}$ ,  $\psi_{25}$ , относящиеся к произведениям координат  $z_i$  и  $y_k$  разных каналов управления, учитывают их взаимосвязь и исключают возможность раздельного синтеза законов оптимального управления в каждом канале. Коэффициенты  $\lambda$ ,  $\xi$ ,  $n$  делают возможным, как показано ниже, модернизировать структуру известных линейных регуляторов.

Далее, получив из формулы (4.6) конкретные значения для  $\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial z_1}$ ,  $\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial z_2}$ ,  $\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial y_1}$ ,  $\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial y_2}$ ,

$\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial y_3}$ , и подставив их в уравнение Беллмана (4.5), можно составить систему

дифференциальных уравнений, соответствующих членам при одинаковых степенях вектора состояния БЛА.

Перед этим нужно предварительно получить формулы для сигналов  $u_1$  и  $u_2$  оптимального управления, пользуясь тем, что функция риска  $F(\bar{z}, \bar{y}, \bar{u})$  является квадратичной функцией от  $u_1$  и  $u_2$ . Используя условие экстремума  $\frac{\partial F}{\partial u_1} = \frac{\partial F}{\partial u_2} = 0$ , можно найти:

$$\begin{aligned}
 u_1 &= -[\psi_{12}z_1 + (\gamma_2 + r_3)z_2 + \psi_{23}y_1 + \psi_{24}y_2 - \\
 &\quad - \lambda z_1 y_1] = -[(\psi_{12} - \lambda y_1)z_1 + (\gamma_2 + r_3)z_2 + \\
 &\quad + \psi_{23}y_1 + \psi_{24}y_2] = -k_{11}z_1 - k_{12}z_2 - \psi_{23}y_1 - \psi_{24}y_2 \\
 u_2 &= -[\psi_{53}y_1 + \psi_{54}y_2 + \gamma_5 y_3 + \psi_{51}z_1 + \\
 &\quad + \psi_{52}z_2 - \xi z_1 y_1] = -[(\psi_{53} - \xi z_1)y_1 + \\
 &\quad + \psi_{54}y_2 + \gamma_5 y_3 + \psi_{51}z_1 + \psi_{52}z_2] = \\
 &= -k_{21}y_1 - k_{22}y_2 - \psi_{51}z_1 - \psi_{52}z_2.
 \end{aligned} \tag{4.7}$$

Формулы (4.7) указывают, что кроме основных, выделенных более жирно, координат, интегрированное управление в «своем» канале зависит от состояния координат движения в соседнем канале. Кроме того, передаточные числа, соответствующие линейным отклонениям  $z_1$  и  $y_1$  в разных регуляторах:

$k_{11} = y_{12} - \lambda y_1$ ;  $k_{21} = y_{53} - \xi z_1$  изменяются под влиянием «успешности» или «неуспешности» обнуления координат  $y_1$  и  $z_1$  в соседних каналах, и таким образом сигналы управления  $u_1$  и  $u_2$  соответствуют квазилинейным регуляторам.

Затем для установившегося состояния при  $\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} = 0$  можно вместо дифференциальных уравнений получить систему (4.8) нелинейных алгебраических уравнений относительно искомым коэффициентов  $\beta_i$ ,  $\gamma_i$ ,  $\psi_{ik}$  функции Беллмана, состоящую из следующих 22 уравнений по соответствующим степеням координат  $z_i$  и  $y_k$ , указанных слева в таблице 4.1.

Естественно, что строгое аналитическое решение этой системы невозможно. Поэтому необходимо пойти на некоторые упрощения, и, главное – свести решение задачи синтеза к использованию их минимального числа путем соответствующих подстановок.

Таблица 4.1 – Система уравнений для определения коэффициентов функции Беллмана

1	$z_1$	$w_1(\gamma_1 + r) + \psi_{13}w_2 = 0$
2	$z_2$	$w_1\psi_{12} + \beta_1 + \psi_{23}w_2 = 0;$ $\rightarrow b_1 = -w_1\psi_{12} - w_2\psi_{23}$
3	$y_1$	$w_1\psi_{13} + w_2(\gamma_3 + r) = 0$
4	$y_2$	$w_1\psi_{14} + \psi_{34}w_2 + \beta_3 - a_2\beta_4 = 0;$ $\rightarrow \beta_3 = -w_1\psi_{14} - w_2(\psi_{34} + a_2\psi_{53})$
5	$y_3$	$w_2\psi_{35} + \beta_4 = 0; \rightarrow \beta_4 = -w_2\psi_{53}$
6	$y_3^2$	$\psi_{54} - a_3\gamma_5 \cdot \gamma_5^2 / 2 = 0;$ $\rightarrow \gamma_5 = \psi_{54} / a_3$
7	$z_1^2$	$r_0 - 0,5\psi_{12}^2 - 0,5\psi_{51}^2 = 0$
8	$z_2^2$	$\psi_{12} - a_1(\gamma_2 + r) -$ $-0,5(\gamma_2 + r)^2 - 0,5\psi_{52}^2 = 0$
9	$y_1^2$	$r_1 - 0,5\psi_{23}^2 - 0,5\psi_{53}^2 = 0$
10	$y_2^2$	$-\psi_{34} - a_2(\gamma_4 + r) -$ $-0,5\psi_{24}^2 - 0,5\psi_{54}^2 = 0$
11	$z_1z_2$	$\gamma_1 + r - a_1\psi_{12} - (\gamma_2 + r)\psi_{12} -$ $-\psi_{51}\psi_{52} + w_2\lambda = 0$
12	$y_1y_2$	$(\gamma_3 + r) - a_2\psi_{34} -$ $-\psi_{23}\psi_{24} - \psi_{53}\psi_{54} = 0$
13	$y_1y_3$	$\psi_{34} - a_3\psi_{53} + w_1\xi - \gamma_5\psi_{51} = 0$
14	$y_2y_3$	$-\psi_{35} + \gamma_4 + r - a_3\psi_{54} -$ $-a_2\psi_{54} - \gamma_5\psi_{54} = 0$
15	$z_1y_1$	$-\psi_{12}\psi_{23} - \psi_{51}\psi_{53} = 0$
16	$z_1y_2$	$-\psi_{13} - a_2\psi_{41} - \psi_{12}\psi_{24} -$ $-\psi_{51}\psi_{54} = 0$
17	$z_1y_3$	$\psi_{14} - a_3\psi_{51} + w_2\xi - \gamma_5\psi_{51} = 0$
18	$z_2y_1$	$\psi_{13} - a_1\psi_{23} - (\gamma_2 + r)\psi_{23} -$ $-\psi_{52}\psi_{53} + w_1\lambda = 0$

Таблица 4.1 – Продолжение

19	$z_2 y_2$	$\Psi_{14} - a_1 \Psi_{24} - \Psi_{23} - a_2 \Psi_{24} -$ $-(\gamma_2 + r) \Psi_{24} - \Psi_{52} \Psi_{54} = 0$
20	$z_2 y_3$	$\Psi_{24} - a_3 \Psi_{52} - \gamma_5 \Psi_{52} = 0$
21	$z_1 y_1 y_3$	$n_1 - a_3 \xi - \gamma_5 \xi = 0;$
22	$z_1 z_2 y_1$	$-\lambda a_1 - \lambda(\gamma_2 + r) - \xi \Psi_{52} = 0$

### 4.3 Сокращение числа алгебраических уравнений при нахождении коэффициентов функции Беллмана

Проведем поэтапное сокращение числа уравнений и искомым коэффициентов. На первом этапе из уравнений 13 и 14 системы (4.8) найдем  $\gamma_4 + r_3$  и  $\psi_{34}$ , из уравнения 5 – коэффициент  $\gamma_5$ , а из уравнения 20 – коэффициент  $\psi_{24}$ .

$$\begin{aligned} \gamma_4 + r_3 &= a_3 \Psi_{54} + \Psi_{53}; \\ \Psi_{34} &= a_3 \Psi_{53} + w_1 \xi; \end{aligned} \quad (4.9)$$

$$\gamma_5 = -a_3 - \sqrt{a_3^2 + 2\Psi_{54}};$$

$$\Psi_{24} = (a_3 + \gamma_5) \Psi_{52} = 0.$$

Подставив эти коэффициенты в уравнение 10 системы (8), получим:

$$\begin{aligned} &(a_3^2 + 2\Psi_{54}) \Psi_{52}^2 + 2(a_2 - \sqrt{a_3^2 + 2\Psi_{54}}) + \\ &+ 2a_2(a_2 - \sqrt{a_3^2 + 2\Psi_{54}}) \Psi_{54} + \Psi_{54}^2 = 0. \end{aligned} \quad (4.10)$$

На втором этапе найдем  $\psi_{13}$  из уравнения 18,  $\psi_{14}$  – из уравнения 17, коэффициент  $\gamma_2 + r_3$  – из уравнения 8, коэффициент  $\psi_{23}$  – из уравнения 15.

$$\Psi_{13} = (a_1 + \gamma_2 + r) \Psi_{23} + \Psi_{52} \Psi_{53} - w_1 \lambda;$$

$$\Psi_{14} = a_3 \Psi_{51} - w_2 \xi; \quad (11)$$

$$\gamma_2 + r_3 = \sqrt{2\Psi_{12} - \Psi_{52}^2};$$

$$\Psi_{23} = \Psi_{51} \Psi_{53}.$$

Дополнительно рассмотрев уравнения 7 и 9, можно получить:

$$\begin{aligned}\psi_{51} &= \sqrt{2r_2 \left(1 - \frac{\psi_{53}^2}{2r_1}\right)}; & \psi_{12} &= \sqrt{\frac{r_2}{r_1}} \psi_{53}; \\ \psi_{23} &= -\psi_{51} \sqrt{\frac{r_1}{r_0}}.\end{aligned}\tag{4.12}$$

Подставив найденные значения в уравнения 16 и 19 системы (8), можно получить еще два уравнения в компактной форме, если обозначить  $m = \sqrt{\frac{r_2}{r_1}}$  и принять  $w_1 = w_2 = 0$ :

$$\begin{aligned}&\sqrt{2r_1} \left(1 - m \sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}}\right) \sqrt{1 - \frac{\psi_{53}^2}{2r_1}} - \\ &-\psi_{52} \left[ \psi_{54} - \sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}} \times \right. \\ &\left. \times \left(a_1 + a_2 + \sqrt{2m\psi_{53} - \psi_{52}^2}\right) \right] = 0;\end{aligned}\tag{4.13}$$

$$\begin{aligned}&\psi_{52} \psi_{53} \left(1 - m \sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}}\right) + \\ &+ \sqrt{2r_0} \left(1 - \frac{\psi_{53}^2}{2r_1}\right) \left[ \psi_{54} - a_2 \sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}} - \right. \\ &\left. - \frac{1}{m} \left(a_1 + \sqrt{2m\psi_{53} - \psi_{52}^2}\right) \right] = 0.\end{aligned}\tag{4.14}$$

Уравнения (4.10), (4.13), (4.14) содержат только три оставшихся искомого коэффициента –  $\psi_{52}$ ,  $\psi_{53}$ ,  $\psi_{54}$ , которые могут быть найдены только при определенных упрощениях.

#### 4.4 Получение коэффициентов функции Беллмана и передаточных чисел квазилинейных регуляторов в квадратурах

Чтобы получить аналитическое, хотя и приближенное решение задачи синтеза, примем следующие допущения.

В уравнении (4.10) пренебрежем членами с  $\psi_{52}^2$  и  $\psi_{54}^2$ , считая их малыми (что подтверждено рядом расчетов). Тогда получим первую оценку коэффициента  $\psi_{54}$ :

$$\psi_{54} = (a_1 + a_2) \cdot (a_1 + a_2 - a_3).\tag{4.15}$$

Осталось найти коэффициенты  $\psi_{52}$  и  $\psi_{53}$  из уравнений (4.12) и (4.13). Для этого из уравнения (4.10) выразим коэффициент  $\psi_{53}$ :

$$\psi_{53} = -a_2\psi_{54} + \frac{\psi_{54}^2 + \psi_{53}^2(a_3^2 + 2\psi_{54})}{2(\sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}} - a_2)},$$

а из уравнения (4.12)–сомножитель  $\sqrt{2m\psi_{53} - \psi_{52}^2}$ :

$$\begin{aligned} \sqrt{2m\psi_{53} - \psi_{52}^2} &= \\ &= \frac{\sqrt{2r_1} \left(1 - m\sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}}\right) \left(1 - \frac{\psi_{53}^2}{2r_1}\right)}{\psi_{53} - \psi_{54} + (a_1 + a_2)\sqrt{a_3^2 + 2\psi_{54}}}. \end{aligned}$$

Подставим найденные выражения в уравнение (4.13), и получим вторую приближенную оценку для коэффициента  $\psi_{52}$ :

$$\begin{aligned} \psi_{52} &= \sqrt{2r_1m} \times \\ &\times \left[ m\sqrt{a_3^2 + 2(a_1 + a_2)(a_1 + a_2 - a_3)} - 1 \right] = \\ &= m\sqrt{2r_1} (m\sqrt{M} - 1), \end{aligned} \quad (4.16)$$

где  $m = \sqrt{\frac{r_2}{r_1}}$ ,  $M = \sqrt{a_3^2 + 2(a_1 + a_2)(a_1 + a_2 - a_3)}$ .

Наконец, третья оценка  $\psi_{53}$  оказывается равной:

$$\psi_{53} = 2r_1\sqrt{a_3^2 + 2(a_1 + a_2)(a_1 + a_2 - a_3)}. \quad (4.17)$$

Зная в квадратурах значения  $\psi_{52}$ ,  $\psi_{53}$ ,  $\psi_{54}$ , можно вычислить по формулам (4.9), (4.11), (4.12) все остальные коэффициенты функции Беллмана, кроме значений  $\beta_i$ . Так как по определению терминальной задачи коэффициенты  $\beta_2 = \beta_5 = 0$ , остальные коэффициенты легко найти из уравнений 2, 4, 5 системы (4.8):

$$\begin{aligned} \beta_1 &= -w_1\psi_{12} - w_2\psi_{23}; \\ \beta_3 &= -w_1\psi_{14} - w_2(\psi_{34} + a_2\psi_{53}); \\ \beta_4 &= -w_2\psi_{53}. \end{aligned} \quad (4.18)$$

Особые коэффициенты  $\lambda$  и  $\xi$  находятся из уравнений 21 и 22 системы (8):

$$\xi = \frac{n_1}{a_3 + \gamma_5};$$

$$\lambda = -\frac{\xi \psi_{52}}{a_2 + \gamma_2 + r_3}.$$

В частности, при  $a_1 = 0,2$ ;  $a_2 = 0,03$ ;  $a_3 = 0,5$ ;  $\sqrt{2}r_1 = 1$ ,  $m = 4$ , можно получить:

$$\psi_{52} = 0,07; \quad \psi_{53} = 0,34; \quad \psi_{54} = -0,06$$

и, следовательно, определить остальные коэффициенты, от которых зависят передаточные числа квазилинейных регуляторов, согласно формулам (4.7):

$$M = a_3^2 + 2\psi_{54};$$

$$\psi_{23} = -\sqrt{1-M} = -0,93;$$

$$\gamma_2 + r_3 = \sqrt{6\psi_{53} - \psi_{52}} = 1,40;$$

$$\psi_{13} = -1,46;$$

$$\gamma_5 = -a_3 - \sqrt{M} = -0,86;$$

$$\xi = -2,78; \lambda = 0,14;$$

$$\psi_{51} = 1,37; \quad \psi_{14} = 0,69.$$

Видно, что знаки  $\lambda$  и  $\xi$  таковы, что они играют роль «коромысла»: увеличение передаточного числа  $k_{11}$  в одном регуляторе сопровождается уменьшением числа  $k_{21}$  в другом, и наоборот.

Этим обеспечивается синхронизация действий по двум каналам с целью согласования моментов времени при сведении к нулю бокового и вертикального линейных отклонений БЛА в точке приземления.

#### **4.5 Синтез регуляторов бокового и продольного движений, координированных по положению и скорости**

Лучшая координация действий в разных каналах управления, может быть достигнута путем изменения не только передаточных чисел у линейных отклонений (как показано в формуле (4.7) для двух регуляторов), но и у отклонений по скорости, если задаться новой функцией Беллмана.

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_1 + \nu z_1^2 z_2 + \rho x_1^2 x_3. \quad (4.19)$$

Тогда используя в уравнении Беллмана (4.5) новые частные производные  $\frac{\partial \varepsilon_2}{\partial x_1}$ ,  $\frac{\partial \varepsilon_2}{\partial x_3}$ ,  $\frac{\partial \varepsilon_2}{\partial z_1}$ ,  $\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial z_2}$ , нетрудно убедиться, что  $\frac{\nu}{\lambda} \approx \frac{\xi}{\rho} = l$  для установившегося состояния, а система (4.8), состоявшая из 22 алгебраических уравнений, дополняется еще двумя:

23	$z_1^2 y_1$	$\nu \Psi_{23} - \lambda \Psi_{12} + \Psi_{51} \xi = 0$
24	$z_1 y_1^2$	$\Psi_{53} \xi - \rho \Psi_{51} - \Psi_{23} \lambda = 0$

Это позволяет доопределить в квадратурах новые коэффициенты  $\nu$  и  $\rho$  функции Беллмана  $\varepsilon_2$ :

$$\begin{aligned} \nu &= \frac{\lambda \Psi_{12} - \xi \Psi_{53}}{\Psi_{23}}; \\ \rho &\approx \lambda = \frac{\xi \Psi_{53} - \lambda \Psi_{23}}{\Psi_{51}}; \\ l &= -\frac{m}{\sqrt{M(1-M)}}, \end{aligned} \quad (4.20)$$

и получить в окончательном виде законы координированного управления БЛА при сходе с глиссады и приземлении:

$$\begin{aligned} u_1 &= -[\Psi_{12} + \lambda(y_1 + l|z_1|)]z_1 - [\gamma_2 + r_3 + \\ &+ \lambda(y_1 + l|z_1|)]z_2 - \Psi_{23}y_1 - \Psi_{24}y_2 - \Psi_{52}y_3, \\ u_2 &= -[\Psi_{53} - \lambda(y_1 + l|z_1|)]y_1 - \\ &- [\Psi_{54} - \lambda(y_1 + l|z_1|)]y_2 - \Psi_{51}z_1 - \Psi_{52}z_2 - \gamma_5 y_3. \end{aligned} \quad (4.21)$$

Сравнение формул (4.7) и (4.21) указывает, что в итоге должны действовать два «коромысла» – по положению и скорости, что усилит эффект в координации управления.

В частности, если задаться параметрами ЛА в виде значений  $a_1 = 0,2$ ;  $a_2 = 0,5$ ;  $a_3 = 0,8$ , а также параметрами интегрального критерия  $r_0 = 1$ ;  $r_1 = 4$ ;  $r_2 = 2$ ;  $r_3 = 1,5$  то после вычислений коэффициентов  $\Psi_{ik}$ ,  $\gamma_i$ ,  $\lambda$ ,  $l$  функции Беллмана формулы (4.21) приобретают вид:

$$\begin{aligned}
 u_1 = & - [1,4 - 0,5(x_1 - 4|z_1|)]z_1 - \\
 & - [1,5 - 0,5(x_1 - 4|z_1|)]z_2 + 0,7x_1 - 0,6x_2 - 0,8x_3, \\
 u_2 = & - [0,7 + 0,5(x_1 - 4|z_1|)]x_1 - \\
 & - [-0,07 - 0,5(x_1 - 4|z_1|)]x_2 - 1,4z_1 - 0,8z_2 + x_3.
 \end{aligned}
 \tag{4.22}$$

Дальнейшее уточнение синтезированных параметров квазилинейных регуляторов координированного управления БЛА может быть произведено экспериментально с помощью моделирования на ЭВМ.

#### 4.6 Выводы по главе 4

На основании проведенных в данной главе исследований можно сделать следующие выводы.

С помощью динамического программирования сформулирована и решена задача оптимального координированного управления боковым и продольным движением при посадке БЛА, позволившая получить структуру квазилинейных регуляторов при использовании элеронов и руля высоты.

Предложен метод приближенного аналитического вычисления передаточных чисел регуляторов в квадратурах.

Для синхронизации действий по двум каналам управления предложено в необходимых случаях увеличивать передаточные числа по положению и скорости в одном регуляторе, одновременно уменьшая их в другом, и наоборот, играя роль коромысла в координации продольного и бокового движения.

## ГЛАВА 5. МОДЕЛИРОВАНИЕ НА ЭВМ ПРОЦЕССОВ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ ПРИ СИЛЬНОМ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Предложенный метод автоматического совершения посадки был проверен на модели легкого БЛА типа «Орион», разрабатываемого компанией «Транзас». Его внешний вид можно увидеть на рисунке 5.1.



Рисунок 5.1 – Внешний вид БЛА «Орион»

Данный аппарат обладает большой продолжительностью полета и может обеспечить решение задач наблюдения в оптическом и тепловом диапазонах, аэрофотосъемки высокого разрешения и многоспектральной съемки, лазерного сканирования, метеорологических исследований, радиолокационного зондирования, телекоммуникации. Аппарат планируется использовать для проведения мониторинга, дистанционного зондирования Земли, ретрансляции сигналов связи, поддержки поисково-спасательных операций [36].

БЛА «Орион» обладает следующими характеристиками: масса  $m = 1000\text{кг}$ , длина крыла  $L = 16.2\text{м}$ , площадь крыла  $S = 12.48\text{м}^2$ , средняя аэродинамическая хорда крыла  $b = 0.826\text{м}$ , посадочная скорость  $V = 40\text{м/с}$ . Максимальное отклонение управляющих поверхностей составляет  $\pm 20^\circ$ . Кроме того, были взяты

следующие требования к конечным значениям бокового отклонения, углов курса и пути в точке приземления:  $|z_k|_{\max} = 3\text{м}$ ,  $|\psi_k|_{\max} = 1^\circ$ ,  $|\Psi_k|_{\max} = 1^\circ$ , при максимальной разности между путевым и курсовым углами  $|\psi_k - \Psi_k|_{\max} = 1^\circ$ .

Модель данного БЛА представляет собой проект, созданный в среде Microsoft Visual Studio на языке C++ [33], состоящий из отдельных модулей, которые содержат алгоритмы функционирования тех или иных систем летательного аппарата. Для реализации предлагаемого способа автоматической посадки был написан модуль ControlSystem.cpp, представленный в Приложении 1, отвечающий за работу системы автоматического управления.

Указанный проект создает динамическую библиотеку, которая затем может быть открыта с помощью программы пользовательского интерфейса, показанной на рисунке 5.2.

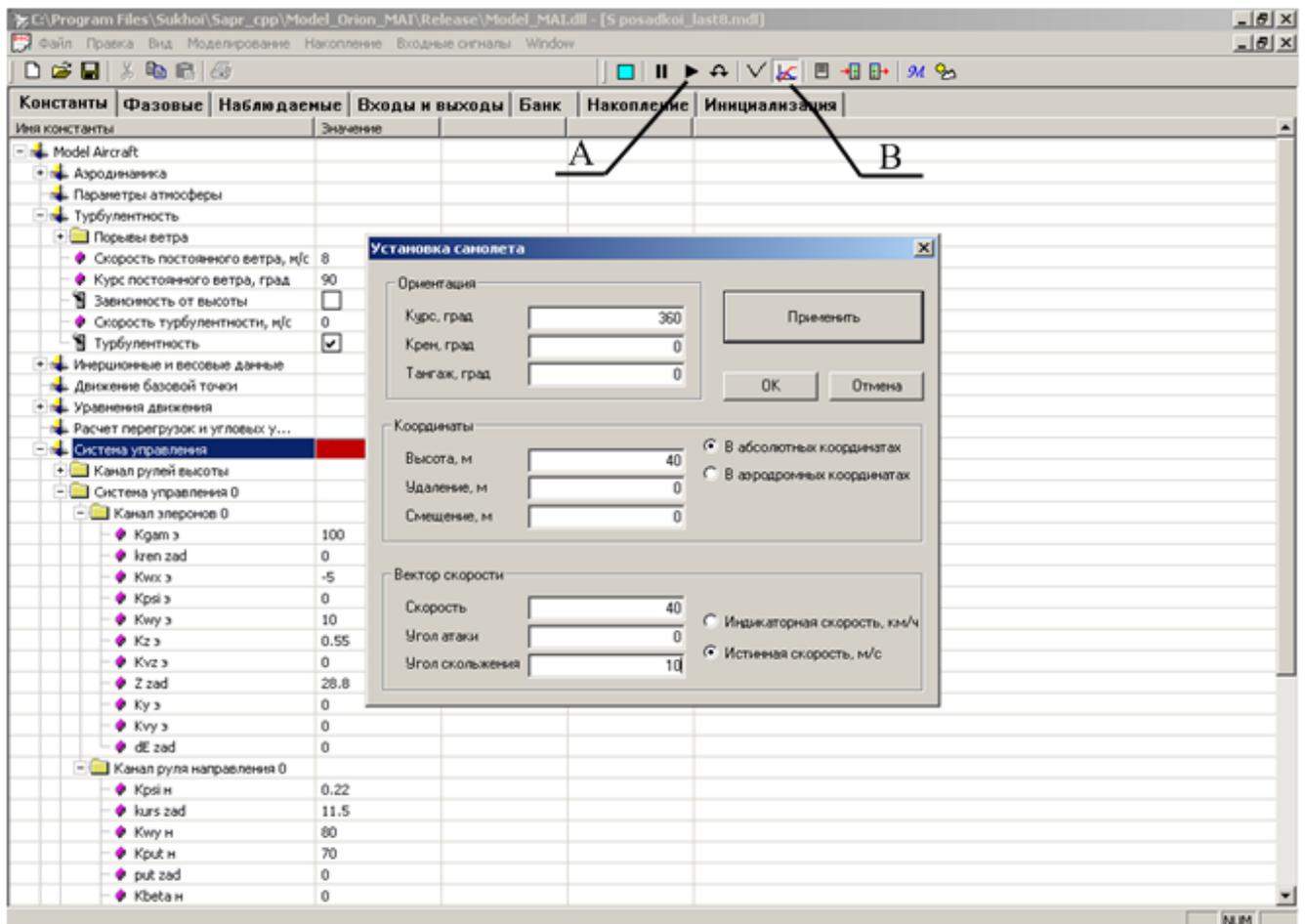


Рисунок 5.2 – Окно программы моделирования полета БЛА «Орион»

В данном окне можно задавать параметры полета, начальные координаты и скорость, изменять коэффициенты законов управления для более точной их подстройки, добавлять ветровые возмущения и другое. Результаты моделирования можно либо посмотреть в численном виде в данном окне, либо вывести в виде графической информации в новом окне. Для этого необходимо во вкладке «Накопление» отметить желаемые характеристики, выводимые на график (см. рисунок 5.3), а затем, после проведения моделирования (кнопка А), нажать на кнопку В, в результате чего откроется окно, показанное на рисунке 5.4.

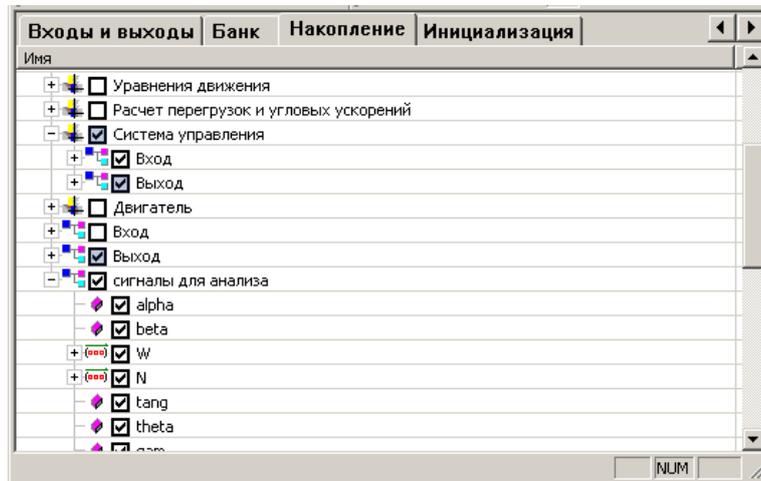


Рисунок 5.3 – Отмеченные параметры, выводимые на график.

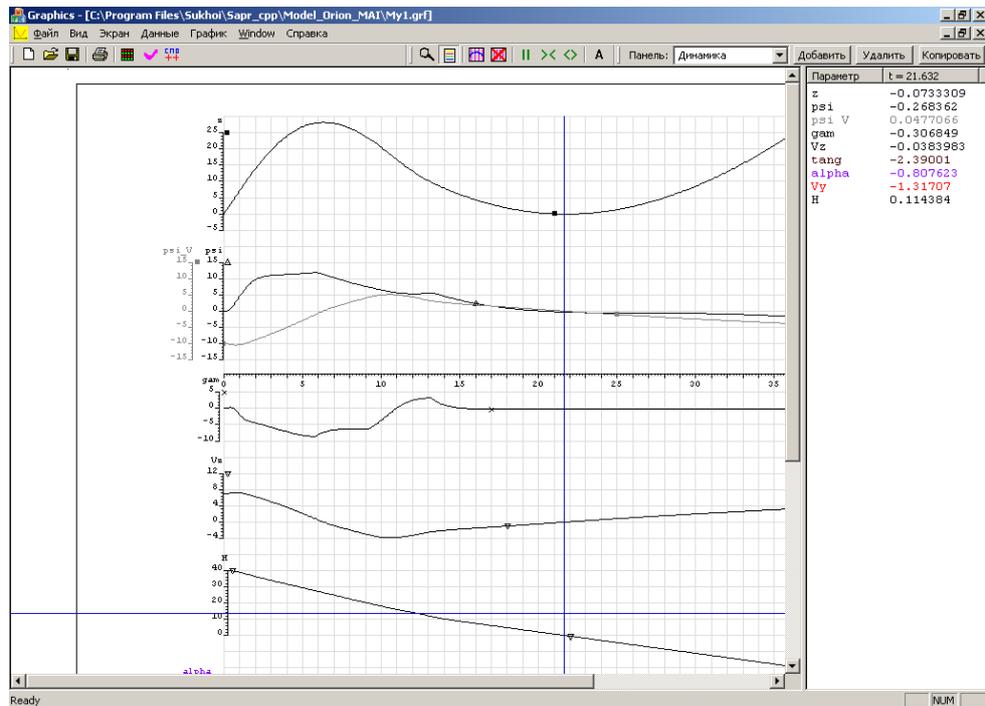


Рисунок 5.4 – Окно вывода графиков

В окне графической информации имеется возможность отобразить графики изменения любых из выбранных во вкладке «Накопление» параметров. В правой части экрана можно увидеть численные значения координат в любой момент времени, наведя указатель мыши в желаемую точку.

### 5.1. Моделирование без учета перекрестных связей между каналами

Моделирование было проведено, начиная с участка  $A_1$  отклонения по боковой координате от линии пути на заданную величину. На данном участке элероны отвечают за достижение необходимого бокового отклонения  $z_{\text{зад}}$ , при этом руль направления задает необходимый угол курса  $\psi_{\text{зад}}$ . Полученные законы управления для данного участка:

$$\begin{aligned}\delta_{\dot{y}\ddot{e}} &= K_{\gamma}\gamma + K_{\omega x}\omega_x + K_z(z - z_{\text{зад}}) + K_{Vz}Vz + K_{\omega y}^y\omega_y, \\ \delta_{\dot{\psi}} &= K_{\psi}(\psi - \psi_{\text{зад}}) + K_{\omega y}\omega_y + K_{\Psi}\Psi,\end{aligned}$$

где  $\gamma$  - значение угла крена,  $\omega_x$  - угловая скорость крена,  $z$  - боковое отклонение от линии ВПП,  $z_{\text{зад}}$  - заданное боковое отклонение от линии ВПП,  $Vz$  - боковая скорость ЛА,  $\psi$  - значение угла курса,  $\psi_{\text{зад}}$  - заданное значение угла курса на участке  $A_1$ ,  $\omega_y$  - угловая скорость рысканья,  $\Psi$  - угол пути.

Параметры  $K_{\gamma}$ ,  $K_{\omega x}$ ,  $K_z$  и т.д. были получены при помощи метода аналитического конструирования регуляторов, а затем уточнены при моделировании. Их значения:

$$K_{\gamma} = 100; K_{\omega x} = -5; K_z = 0.5; K_{Vz} = 2; K_{\omega y}^y = 10; K_{\psi} = 0.2; K_{\omega y} = 50; K_{\Psi} = 50.$$

На участке  $A_2$  начала возвращения к оси ВПП были выбраны следующие законы управления элеронами и рулем направления:

$$\begin{aligned}\delta_{\dot{y}\ddot{e}} &= K_{\gamma}\gamma + K_{\omega x}\omega_x + K_z z + K_{Vz}Vz, \\ \delta_{\dot{\psi}} &= K_{\psi}\psi + K_{\omega y}\omega_y + K_{\Psi}(\Psi - \Psi_{\text{зад}}),\end{aligned}$$

где  $K_{\gamma} = 140$ ;  $K_{\omega x} = 100$ ;  $K_z = 2$ ;  $K_{Vz} = 10$ ;  $K_{\psi} = 30$ ;  $K_{\omega y} = 150$ ;  $K_{\Psi} = 155$ .

Здесь элероны работают на устранение бокового смещения, а руль направления уменьшает путевой и курсовой угол.

На завершающем участке  $A_3$  элероны действуют только для устранения крена, а устранение бокового смещения осуществляется при помощи руля направления:

$$\delta_{\dot{y}\ddot{e}} = K_{\gamma}\gamma + K_{\omega x}\omega_x,$$

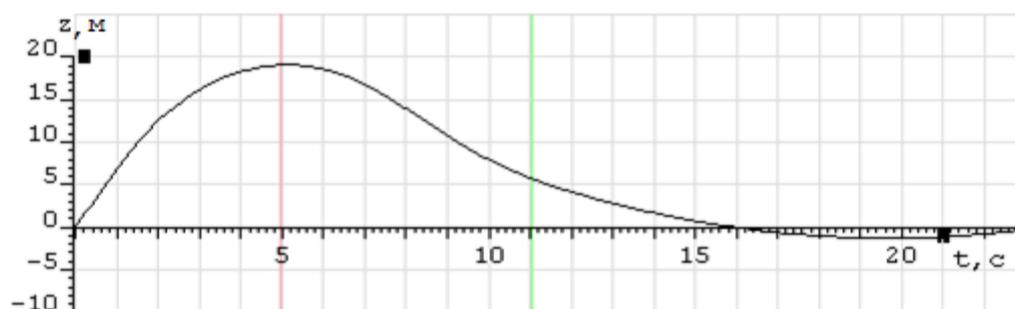
$$\delta_{\delta i} = K_{\psi}\psi + K_{\omega y}\omega_y + K_{\beta}\beta + K_z z + K_{Vz} Vz,$$

где  $K_{\gamma} = 140$ ;  $K_{\omega x} = 100$ ;  $K_{\psi} = 30$ ;  $K_{\omega y} = 150$ ;  $K_{\beta} = -95$ ;  $K_z = 0,1$ ;  $K_{Vz} = -0,1$ .

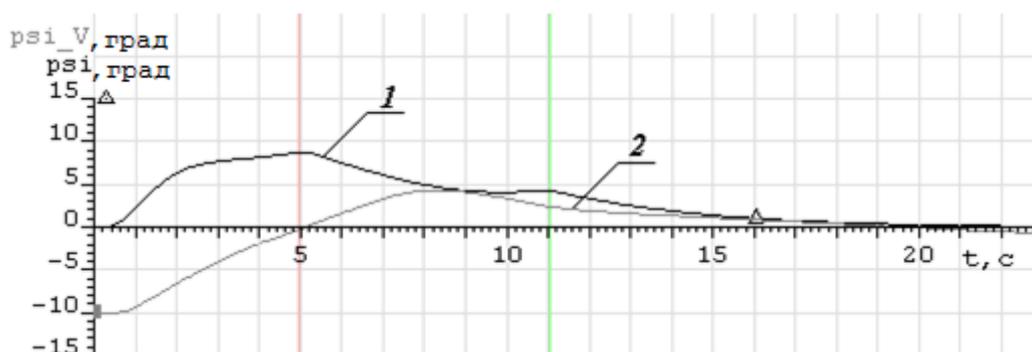
В качестве начальных условий для моделирования была выбрана скорость бокового ветра  $w = 6\text{ м/с}$ , так как при проектировании данного БЛА выяснилось, что при скоростях бокового ветра, больших данного значения, конечные результаты посадки по стандартному алгоритму оказываются неудовлетворительными.

Необходимое отклонение  $z_{зад}$ , начальный курсовой угол  $\psi_{зад}$  для участка  $A_2$  и время  $t_{пер}$  от начала участка  $A_2$  до переключения на участок  $A_3$  являются функциями  $w$ . Для  $w = 6\text{ м/с}$  было получено  $z_{зад} = 19,6\text{ м}$ ,  $\psi_{зад} = 8,6^\circ$ ,  $t_{пер} = 6\text{ с}$ . На рисунке 5.5, а представлено изменение бокового отклонения  $z$  в зависимости от времени. На рисунке 5.5,б представлена зависимость угла курса  $psi$  (кривая 1), а также угла пути  $psi_V$  (кривая 2) от времени.

На представленных графиках можно увидеть, что несмотря на то, что в контрольное время  $t = 19\text{ с}$  значения угла курса и пути близки к нулю, однако значение бокового отклонения в это же время равно 1,3 м. Данный результат можно улучшить, добавив поправки, учитывающие перекрестные связи между каналами крена и рысканья на участке  $A_2$ .



а



б

Рисунок 5.5, а – Боковое отклонение от линии ВПП, м, б – Курсовой (1) и путевой (2) угол при совершении бокового маневра, град

## 5.2. Моделирование с учетом перекрестных связей

Результаты моделирования для данного случая представлены на рисунке 5.6. Здесь новые законы управления для участка  $A_2$  с учетом поправок выглядят следующим образом:

$$\delta_{y\ddot{e}} = K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x + K_z z + K_{V_z} V_z + K_\psi^\gamma \psi + K_{\omega_y}^\gamma \omega_y,$$

$$\delta_{\delta i} = K_\psi \psi + K_{\omega_y} \omega_y + K_\Psi \Psi + K_\gamma^{\delta i} \psi + K_{\omega_x}^{\delta i} \omega_x,$$

где  $K_\psi^\gamma = -10$ ;  $K_{\omega_y}^\gamma = 16$ ;  $K_\gamma^{\text{PH}} = 5$ ;  $K_{\omega_x}^{\text{PH}} = 5$ .

Можно заметить, что при учете поправок при  $t = 19\text{c}$  угол курса совпадает с углом пути, при этом они равны нулю, а также равно нулю боковое отклонение.

Далее к боковому движению было добавлено продольное, реализующее снижение самолета до высоты  $H_b = 12\text{м}$  по глиссаде с наклоном  $3^\circ$ , а начиная с  $H_b = 12\text{м}$  – по траектории выравнивания с наклоном  $2^\circ$ . При этом закон управления рулем высоты выглядит следующим образом:

$$\delta_{\dot{a}\dot{a}} = K_H (H_0 - \theta Vt) + K_{\dot{H}} (\dot{H} - \dot{H}_{\dot{a}\dot{a}}) + K_{\vartheta} \vartheta + K_{\omega_z} \omega_z,$$

где  $H_0$  – начальная высота на текущем этапе маневра по высоте,  $\theta$  – угол наклона траектории,  $\dot{H}$  – вертикальная скорость,  $\dot{H}_{\dot{a}\dot{a}}$  – заданная скорость снижения, равная 2м/с на первом этапе и 1.33м/с на втором этапе,  $\vartheta$  – значение угла тангажа,  $\omega_z$  – угловая скорость по тангажу.

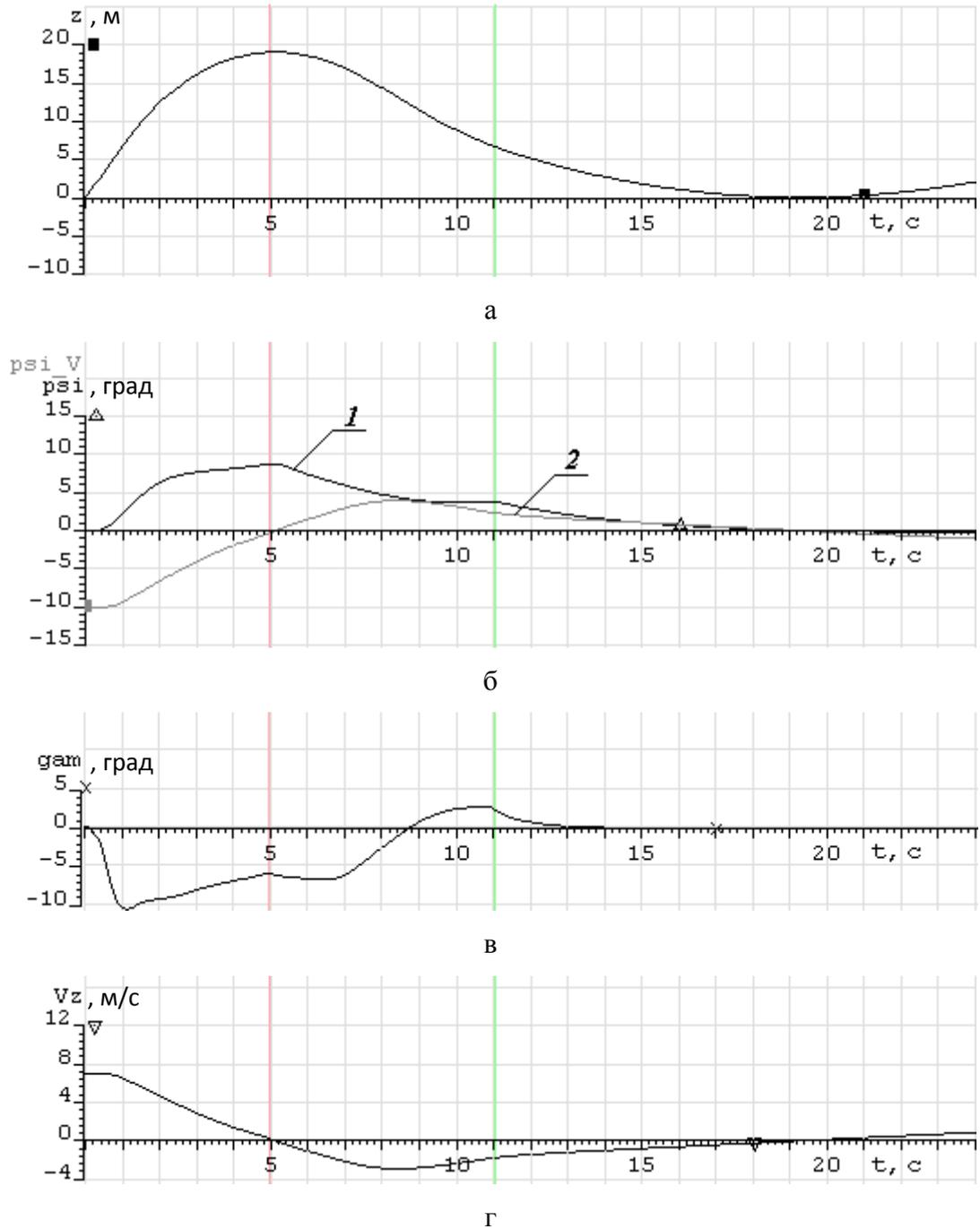


Рисунок 5.6, а – боковое отклонение от линии ВПП, м, б – угол курса (1) и угол пути (2), град, в – угол крена, град, г – боковая скорость, м/с

Параметры, найденные методом аналитического конструирования оптимальных регуляторов, принимают следующие значения:

$$K_H = 0; K_{\dot{H}} = 160; K_g = 20; K_{\omega_z} = 4520.$$

При совместном управлении боковым и продольным движением, было отмечено незначительное ухудшение результатов бокового маневра (см. таблицу 5.1), что говорит о влиянии продольного канала на боковой.

Таблица 5.1 – Данные конечного состояния координат БЛА в точке приземления

	Движение в боковом канале без снижения по высоте	Движение в боковом канале при снижении
$z (t = 15c)$	0.08 м	-0.89 м
$\psi (t = 15c)$	0,06°	0.26°
$\Psi (t = 15c)$	0,009°	0.1°

Чтобы устранить данное влияние, на участке  $A_2$  была добавлена координация бокового и продольного каналов:

$$\begin{aligned} \delta_{y\ddot{e}} &= K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \omega_x + K_z z + K_{V_z} V_z + K_\psi^y \psi + K_{\omega_y}^y \omega_y + K_{\dot{H}}^y \dot{H}, \\ \delta_{\dot{r}} &= K_\psi \psi + K_{\omega_y} \omega_y + K_\Psi \Psi + K_\gamma^{\dot{r}} \psi + K_{\omega_x}^{\dot{r}} \omega_x + K_{\dot{H}}^{\dot{r}} \dot{H}, \end{aligned}$$

где  $K_{\dot{H}}^y = 0.6; K_{\dot{H}}^{\dot{r}} = -0.5$ .

Переключения между режимами было решено осуществлять по достижении определенных значений высоты, вычисляемых по следующим формулам:

$$H_3 = H_6 = 12м; \quad H_2 = H_3 + wV\theta,$$

где  $H_2$  – высота переключения с законов управления участка  $A_1$  на участок  $A_2$ ,  $H_3$  – высота переключения с законов управления участка  $A_2$  на участок  $A_3$ .

Окончательные результаты с учетом всех поправок показывают, что при  $w = 6м/с$  и  $t = 19с$  все параметры близки к нулю, что может позволить совершить безопасную посадку, при которой шасси не будут подвергаться чрезмерным нагрузкам.

Рассмотрим результаты моделирования для различных значений скорости бокового ветра.

### а) Результаты моделирования полета БЛА при $w = 6$ м/с

Графики изменения контрольных параметров показаны на рисунке 5.7. Начальные условия были получены следующие:  $z_{\text{зад}} = 19.6$  м,  $\psi_{\text{зад}} = 8.6^\circ$ ,  $H_2 = 24.5$  м,  $H_0 = 35$  м.

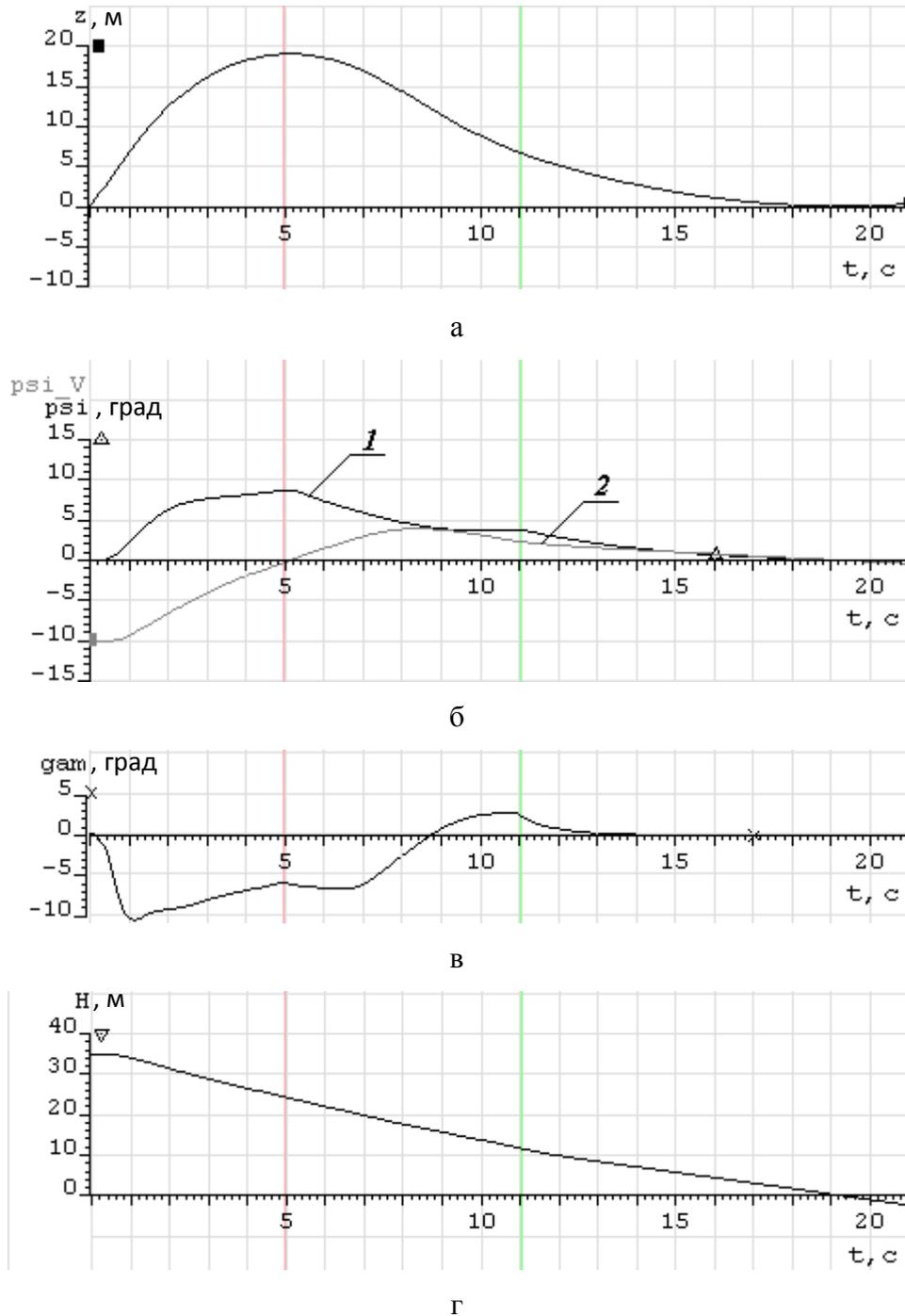


Рисунок 5.7 – Результаты моделирования при  $w = 6$  м/с, а – график изменения бокового отклонения  $z$  от центра ВПП, м, б – график изменения боковой скорости БЛА, м/с, в – графики изменения углов курса (1) и пути (2), град, г–график изменения высоты полета, м.

Получили при  $t = 19.2\text{с}$ :

$$z = 0.088\text{м}; V_z = -0,007\text{м/с}; \psi = 0.062^\circ; \Psi = 0.009^\circ; \gamma = -0.21^\circ; H = 0.04\text{м}.$$

### б) Результаты моделирования полета БЛА при $w = 8\text{ м/с}$

Графики изменения контрольных параметров показаны на рисунке 5.8.

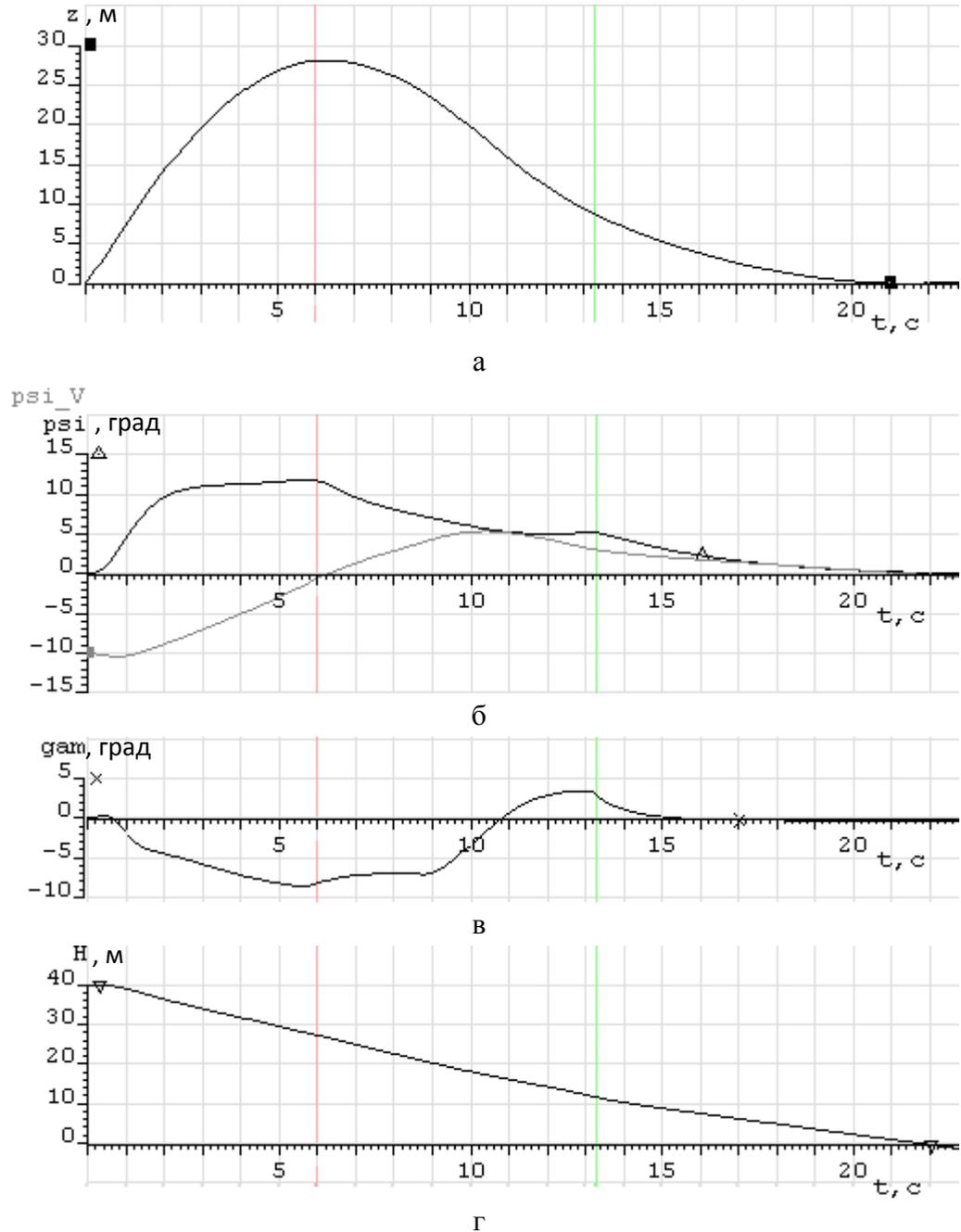


Рисунок 5.8 – Результаты моделирования при  $w = 8\text{ м/с}$ , а – график изменения бокового отклонения  $z$  от центра ВПП, м, б – график изменения боковой скорости БЛА, м/с, в – графики изменения углов пути и курса, град, г – график изменения высоты полета, м

Для данного значения скорости ветра были получены следующие начальные условия:  $z_{\text{зад}} = 28.9\text{м}$ ,  $\psi_{\text{зад}} = 11.46^\circ$ ,  $H_2 = 28.75\text{м}$ . Кроме того, была выбрана начальная высота  $H_0 = 40\text{м}$ , так как для борьбы с более сильным ветром маневр нужно начинать на большей высоте. При  $t = 21.6\text{с}$  получили следующие значения:

$$z(t = 21.6\text{с}) = 0.02\text{м}; \quad V_z(t = 21.6\text{с}) = 0.037\text{м/с}; \quad \psi(t = 21.6\text{с}) = 0.13^\circ;$$

$$\Psi(t = 21.6\text{с}) = -0.045^\circ; \quad \gamma(t = 21.6\text{с}) = -0.29^\circ; \quad H(t = 21.6\text{с}) = 0.05\text{м}.$$

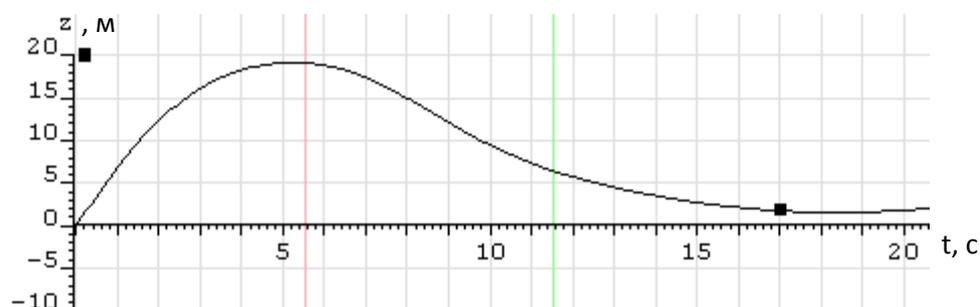
Таким образом, можно заметить, что изменяя начальные значения  $z_{\text{зад}}$ ,  $\psi_{\text{зад}}$ ,  $H_0$  и  $H_2$ , можно добиться удовлетворительных показателей боковой скорости при посадке для различных значений бокового ветра.

### 5.3. Моделирование с учетом бокового и встречного ветра

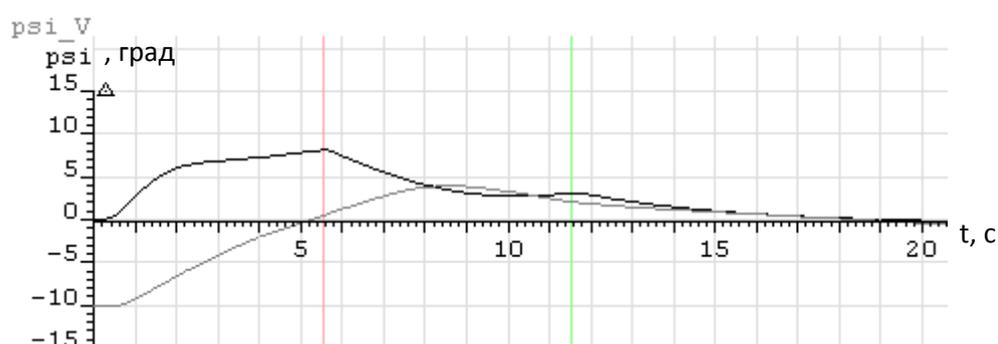
Как правило, в реальных условиях редко встречаются случаи, когда существует только боковая составляющая ветра. К ней очень часто добавляется и продольная составляющая, которая изменяет подъемную силу, что нарушает равновесие сил, действующих на ЛА, вследствие чего изменяется траектория полета. Обычно самолет совершает посадку против ветра, поэтому для проверки работы алгоритма в условиях, более приближенных к реальным, было проведено моделирование с учетом не только боковой, но и встречной составляющей ветра. Его результаты при боковом ветре  $w_6 = 6\text{м/с}$  и встречном ветре  $w_B = 6\text{м/с}$  представлены на рисунке 5.9.

При наличии встречного ветра ЛА начинает лететь выше заданной траектории, в результате чего точка приземления оказывается дальше запланированной: без встречного ветра общее время полета составляет 19.2с, а при его наличии – 20с. Меняется также и время переключения между участками: 5.6с и 11.5с вместо 5с и 11с соответственно. В конечном итоге получается, что в момент обнуления высоты углы курса и пути близки к нулю, но при этом боковое отклонение равно 1.8м: налицо ухудшение результатов. Тем не менее, так как допустимое боковое отклонение в момент касания земли было принято равным 3м, можно сказать, что предлагаемый алгоритм, даже при наличии существенного

встречного ветра, позволяет совершить безопасную посадку. Кроме того, конечный результат можно улучшить путем введения координации между продольным и боковым каналами.



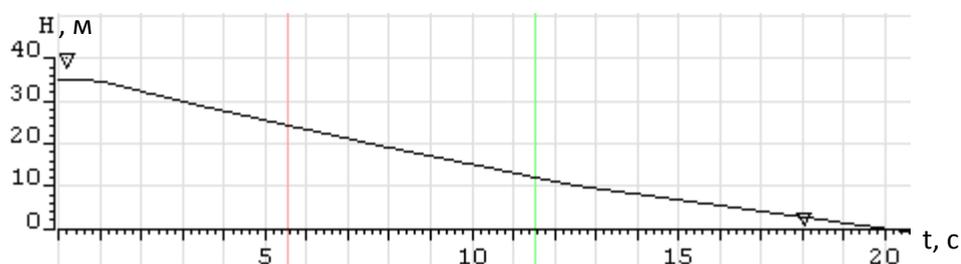
а



б



в



г

Рисунок 5.9 – Результаты моделирования при наличии бокового и встречного ветра, а – график изменения бокового отклонения  $z$  от центра ВПП, м, б - график изменения боковой скорости БЛА, м/с, в – графики изменения углов пути и курса, град, г - график изменения высоты полета, м

#### 5.4. Моделирование с учетом турбулентности ветра

Для анализа поведения БЛА при воздействии турбулентной атмосферы, можно использовать одну из часто используемых при исследованиях моделей турбулентности – модель Драйдена. Согласно данной модели спектральная плотность порывов ветра определяется по формуле:

$$S_w(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L}{\pi V} \frac{1 + 3\left(\frac{\omega L}{V}\right)^2}{\left[1 + \left(\frac{\omega L}{V}\right)^2\right]^2},$$

где  $L$  – масштаб турбулентности, причем при высоте полета  $H < 300\text{м}$   $L = H$ , а при  $H > 300\text{м}$ :  $L = \frac{\rho_{300}}{\rho_H} 300$ ;  $V$  – скорость полета в м/с;  $\sigma_w$  – среднеквадратическое значение скорости вертикального ветра в м/с. Значение  $\sigma_w = 1 - 2\text{м/с}$  соответствует интенсивной турбулентности, в  $\sigma_w = 3\text{м/с}$  и выше – турбулентности в грозových условиях.

Мы принимаем, что боковой маневр БЛА совершает на высоте  $H$  не более 40м, поэтому пусть  $L = H = 40$ ;  $V = 40\text{ м/с}$ , отсюда  $\omega = 1\text{ сек}^{-1}$ , что соответствует постоянной времени  $T$  апериодического фильтра, формирующего из белого шума случайную составляющую ветра, равной 1 с. Добавив данную случайную составляющую к постоянному ветру  $w = 8\text{м/с}$ , можно получить упрощенную модель изменения ветрового возмущения, график которого представлен на рисунке 5.10.

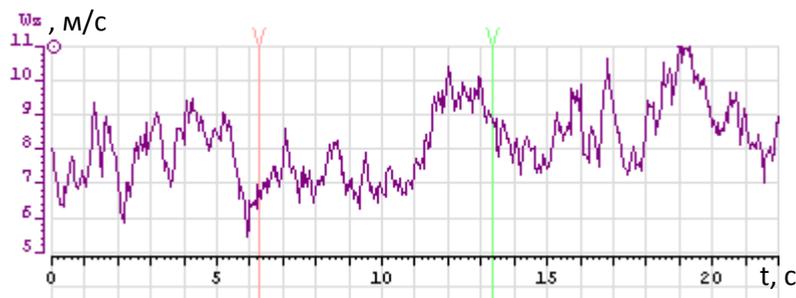


Рисунок 5.10 – График изменения скорости бокового ветра

Сравнение конечных результатов моделирования при наличии и отсутствии случайной составляющей ветра показано в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Сравнение конечных значений параметров посадочного маневра при отсутствии и наличии турбулентной составляющей бокового ветра

	Постоянный ветер	Турбулентность
$z_k$	0.02м	0.82м
$\psi_k$	0.13°	0.16°
$\Psi_k$	-0.045°	-0.21°

В связи с тем, что необходимые значения для бокового отклонения, угловых координат и высот переключения между участками зависят от скорости бокового ветра, которая не является постоянной, данные параметры участков также начинают изменяться, в результате чего полученный посадочный маневр оказывается несколько иным, нежели при постоянном ветре. Тем не менее, как видно из таблицы, конечные результаты по-прежнему удовлетворяют требованиям, наложенным на значения данных координат в точке приземления.

После этого было проведено моделирование, которое учитывало турбулентность и у боковой, и у вертикальной, и у продольной составляющей ветра, результаты которого для постоянной составляющей бокового ветра  $w_{\text{бок пост}} = 8\text{м/с}$  и различных амплитуд случайной составляющей можно увидеть в сравнительной таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Сравнение результатов моделирования при наличии всех составляющих ветра при  $w_{\text{бок пост}} = 8\text{м/с}$

Максимальная амплитуда турбулентной составляющей	2м/с	3м/с	4м/с
$z_k$	1.07м	1.47м	2.1м
$\psi_k$	0.21°	0.45°	0.75°
$\Psi_k$	-0.35°	-0.45°	-0.58°

Как можно заметить, при максимальной амплитуде турбулентности, равной 3м/с конечная разность путевого и курсового углов находится на границе требуемого конечного значения  $|\psi_k - \Psi_k|_{\max} = 1^\circ$ , то есть условно можно сказать, что посадка прошла успешно. При амплитуде 4м/с удалось выйти за пределы допустимых ограничений по разнице между курсовым и путевым углами: а данном случае  $|\psi_k - \Psi_k| = 1.33^\circ$ . Графики для данного неудачного случая представлены на рисунке 5.11.

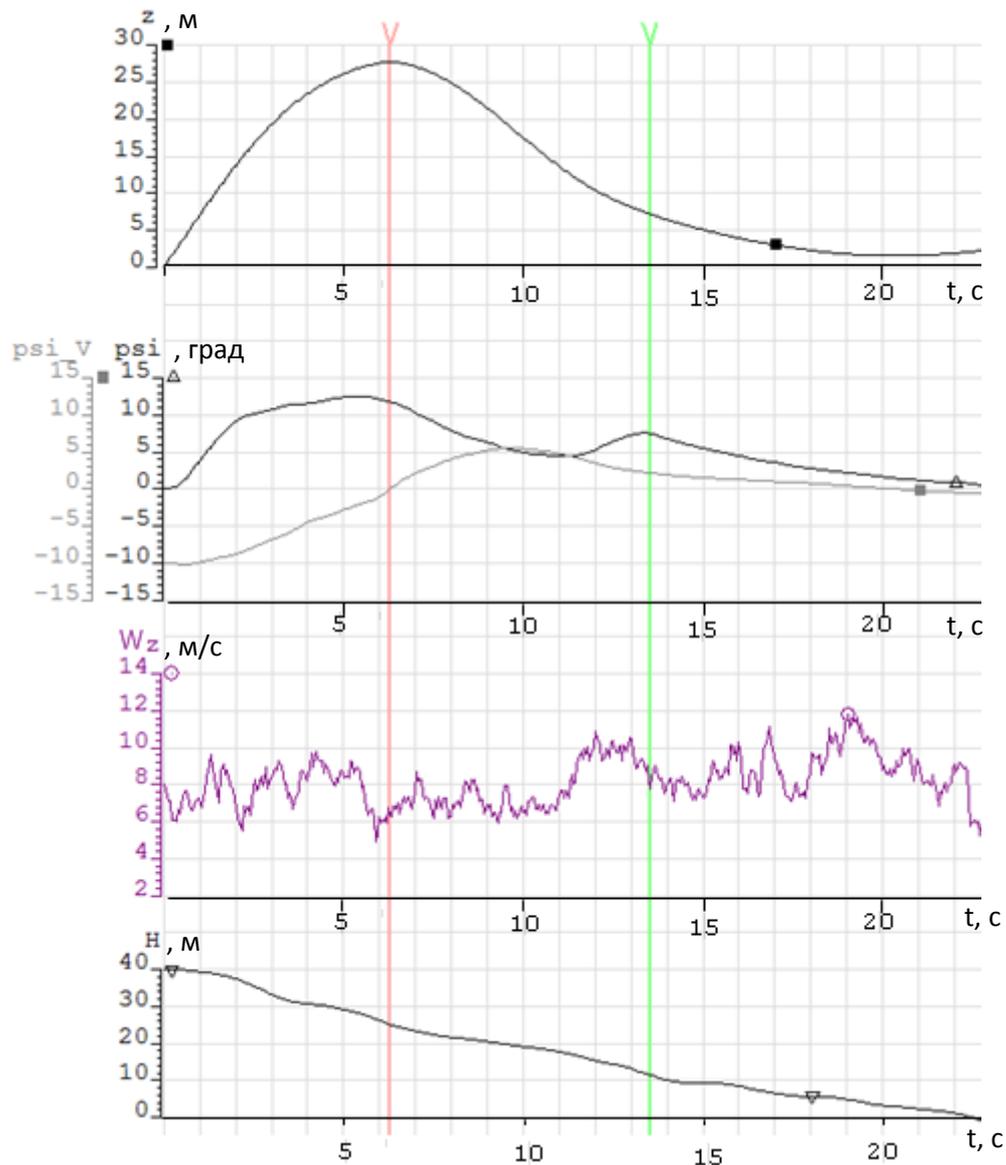


Рисунок 5.11 – Результаты моделирования для  $w_{\text{бок пост}} = 8\text{м/с}$  и  $A_{\text{турб}} = 4\text{м/с}$

Кроме того, в некоторых случаях, например, при грозе, помимо горизонтальных составляющих ветра при посадке может возникнуть порыв

вертикального ветра, воздействие которого может привести к тому, что самолет приземлится не в расчетной точке, а с некоторым отклонением от нее. Это связано с тем, что при полете в нисходящем или восходящем потоке, воздух ударяет в крыло ЛА под некоторым углом к горизонтальной плоскости, который зависит от относительных величин воздушной скорости и вертикальной составляющей ветра (нисходящего или восходящего потока). То есть угол атаки изменяется без какого-либо изменения положения по тангажу. Нисходящий поток вызывает кратковременное уменьшение угла атаки, что в свою очередь приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы и нарушает равновесие сил, действующих на воздушное судно, тем самым вызывая появление результирующей силы, действующей книзу от заданной траектории полета. И несмотря на то, что благодаря продольной устойчивости ЛА равновесие восстанавливается, воздушное судно будет лететь уже по новой траектории [38]. Это может быть опасно, так как ЛА может не успеть завершить маневр по ликвидации бокового смещения. Поэтому было проведено новое моделирование, учитывающее помимо турбулентности всех составляющих ветра еще и случайные вертикальные порывы ветра различной амплитуды и различным средним временем между порывами.

Сравнение некоторых результатов моделирования для различных возмущений в вертикальном канале,  $w_{\text{бок пост}} = 8\text{м/с}$ ,  $A_{\text{турб}} = 2\text{м/с}$  представлено в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Сравнение результатов моделирования при наличии вертикальных порывов

	$w_{\text{порыва}} = 4\text{м/с}$ , $t_{\text{ср}} = 10\text{с}$ , 2 нисх. порыва	$w_{\text{порыва}} = 4\text{м/с}$ , $t_{\text{ср}} = 10\text{с}$ , 2 восх. порыва	$w_{\text{порыва}} = 4\text{м/с}$ , $t_{\text{ср}} = 5\text{с}$ , нисх. и восх. порывы	$w_{\text{порыва}} = 5\text{м/с}$ , $t_{\text{ср}} = 5\text{с}$ , нисх. и восх. порывы	$w_{\text{порыва}} = 5\text{м/с}$ , $t_{\text{ср}} = 2\text{с}$ , нисх. порывы
$z_{\text{к}}$	-1.06м	1.74м	1.58м	2.43м	-0.76м
$\psi_{\text{к}}$	-0.12°	0.74°	0.54°	0.5°	2.59°
$\Psi_{\text{к}}$	-0.12°	-0.4°	-0.15°	-0.55°	2.98°

Далее на рисунках 5.12, 5.13 показаны результаты моделирования для случая, представленного в первом столбце таблицы 5.3. На рисунке 5.12 показано изменение во времени скоростей продольной составляющей ветра  $W_x$ , вертикальной составляющей  $W_y$  и боковой составляющей  $W_z$ .

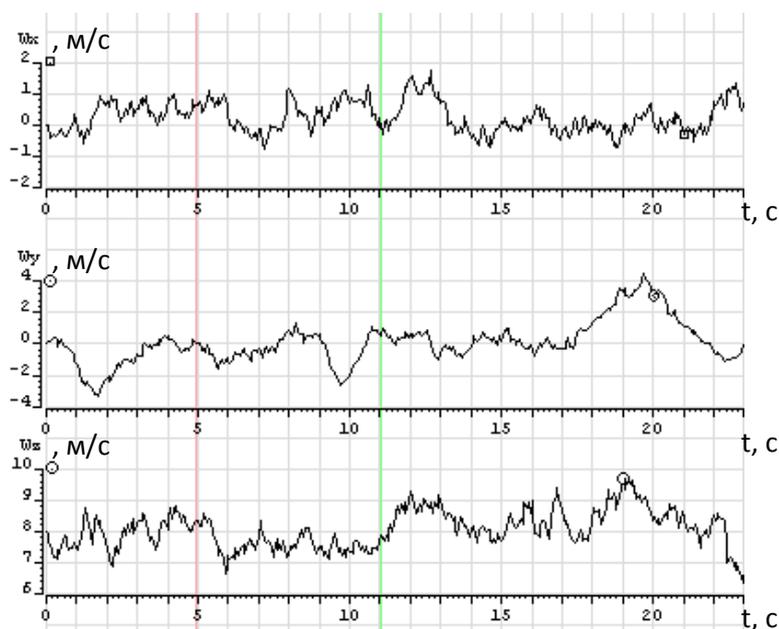


Рисунок 5.12 – Графики изменения скоростей ветра

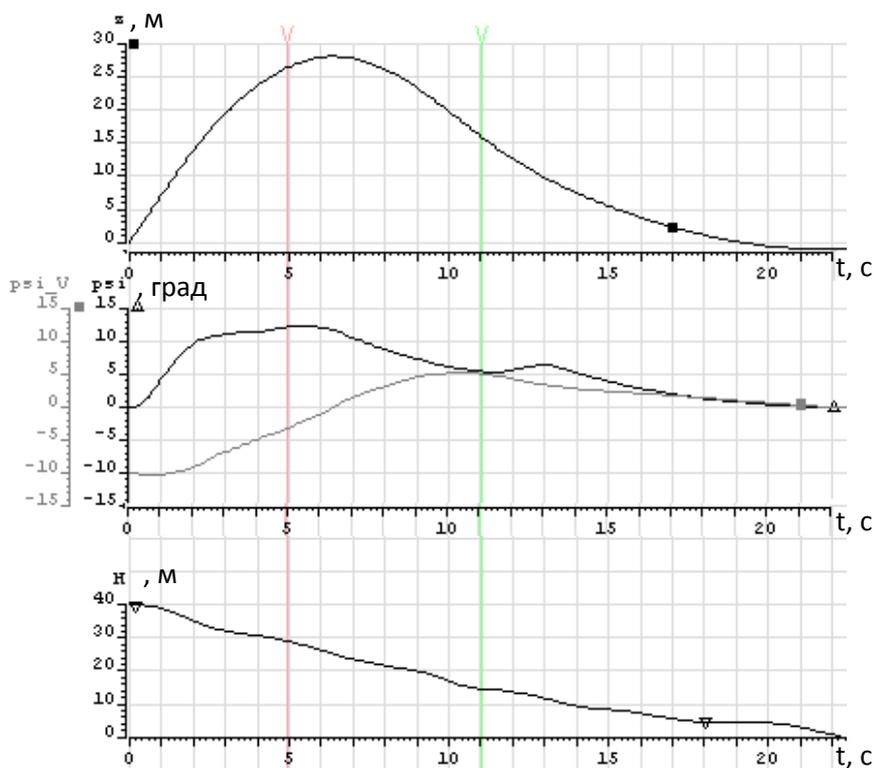


Рисунок 5.13 – Результаты моделирования

В связи с тем, что направление вертикальных порывов является случайным, при нескольких прогонах для одинаковых значений скорости порыва и среднего времени между порывами, результаты оказываются различными. Тем не менее, по результатам моделирования можно сделать вывод, что при скорости вертикальных порывов до 4 м/с и времени между порывами до 5 с при нескольких случайных реализациях, конечные результаты оказываются удовлетворительными. При частых порывах скоростью 5 м/с и более обеспечить безопасную посадку не удастся.

При наличии же во время посадочного маневра одного или двух порывов скоростью до 15 м/с конечный результат посадки ухудшается по сравнению с отсутствием порывов в допустимых пределах.

Таким образом, проведенное моделирование позволило выявить ограничения для применения предлагаемого алгоритма посадки при боковом ветре: при скорости бокового ветра до 8 м/с, турбулентной составляющей до 3 м/с и при частых вертикальных порывах до 4 м/с либо при одном-двух порывах до 15 м/с предлагаемая система обеспечивает удовлетворительные результаты в точке приземления.

### **5.5. Идентификация бокового ветра**

Сложность в практической реализации предлагаемого способа посадки заключается в том, что боковой ветер, как правило, не измеряется большинством современных бортовых датчиков. В связи с этим предлагается использовать алгоритмы оптимальной фильтрации для оценивания скорости бокового ветра на основе имеющейся измерительной информации. Одним из таких алгоритмов, который был описан в [39], является метод оценивания с применением фильтра Калмана [40]. Он позволяет построить оптимальную оценку состояния системы в реальном времени, основываясь на измерениях, неизбежно содержащих погрешности. Вектор измерений здесь рассматривается в качестве многомерного выходного сигнала системы, отягощенного шумом, а вектор состояния — неизвестный многомерный сигнал, подлежащий определению. Условием

оптимальности построенной оценки состояния является минимум ее среднеквадратической ошибки.

Алгоритм заключается в следующем: если вектор состояния  $x(t)$  БЛА удовлетворяет векторному дифференциальному уравнению:

$$\frac{d\bar{x}}{dt} = A(t) \cdot \bar{x}(t) + B(t) \cdot \bar{u}(t) + H(t) \cdot \bar{\xi}(t), \quad (5.1)$$

где  $\bar{x}(t)$  – вектор-функция, содержащая  $n$  переменных состояния БЛА,  $A(t)$  – квадратичная матрица объекта размером  $n \times n$ ,  $B(t)$  – матрица управления,  $\bar{u}(t)$  – сигнал управления,  $\bar{\xi}(t)$  – вектор белых шумов, состоящих из  $l$  компонент с корреляционной матрицей  $Q(t)$  размером  $l \times l$ ,  $H(t)$  – матрица размером  $n \times l$ ,

при этом совокупность процессов на  $m$  выходах фильтра образует векторный наблюдаемый процесс:

$$\bar{y}(t) = C(t) \cdot \bar{x}(t) + \bar{n}(t), \quad (5.2)$$

где  $\bar{y}(t)$  – вектор-функция, состоящая из  $m$  элементов,  $C(t)$  – прямоугольная матрица размером  $m \times n$ ,  $\bar{n}(t)$  –  $m$ -мерный вектор белых шумов (шумов измерения) с корреляционной матрицей  $R(t)$  размером  $m \times m$ ,

то при помощи идентификатора можно оценить вектор состояния системы используя векторное дифференциальное уравнение:

$$\frac{dx}{dt} = F(t) \cdot x(t) + B(t) \cdot \bar{u}(t) + K(t, t) \cdot [\bar{y}(t) - C \cdot x(t)], \quad (5.3)$$

где  $x(t)$  – векторный процесс на выходе оптимального фильтра, воспроизводящий с некоторой ошибкой процесс  $x(t)$ ;  $K(t, t)$  – матрица дисперсий ошибок фильтрации или матрица ковариаций, равная:

$$K(t,t) = P(t) \cdot C^T(t) \cdot R^{-1}(t),$$

где  $P(t)$  вычисляется по формуле:

$$\frac{dP}{dt} = F(t) \cdot P(t) + P(t) \cdot F^T(t) - P(t) \cdot C^T(t) \cdot R^{-1}(t) \cdot C(t) \cdot P(t) + H(t) \cdot Q(t) \cdot H^T(t). \quad (5.4)$$

При использовании описанного алгоритма получается стационарный идентификатор, обладающий хорошим качеством оценивания, который можно использовать в процессе выполнения посадочного маневра для оценки бокового ветра как неизмеряемой координаты.

### **5.6. Результаты моделирования идентификатора ветра**

Описанный выше алгоритм оптимальной фильтрации на основе фильтра Калмана был реализован в виде m-функции в среде MATLAB и добавлен в модель БЛА. Результаты идентификации бокового ветра можно увидеть на рисунках 5.19 и 5.20.

Как можно заметить, фильтр Калмана хорошо справляется с задачей оценивания скорости бокового ветра, и за время около 3с для постоянного ветра, и за 5с для ветра с турбулентной составляющей начинает выдавать значения, близкие к истинной скорости бокового ветра. Далее полученная скорость ветра подается в систему управления посадкой, функционирование которой ничем не отличается от описанного в предыдущих параграфов, за тем лишь исключением, что значение скорости бокового ветра не известно заранее, а подается из идентификатора.

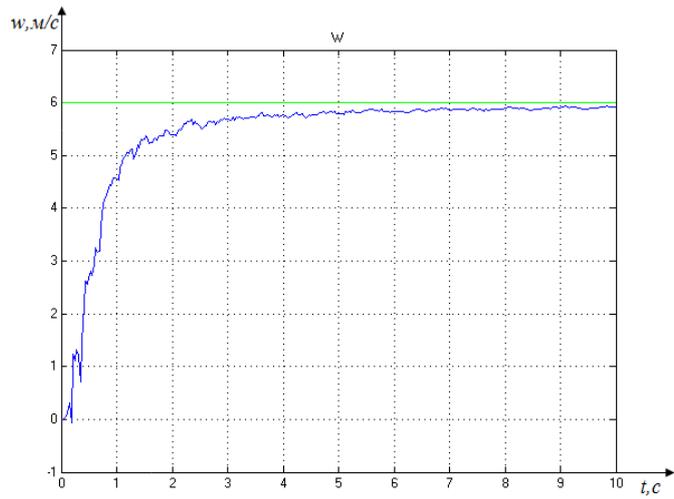


Рисунок 5.19 – Результат идентификации постоянного бокового ветра

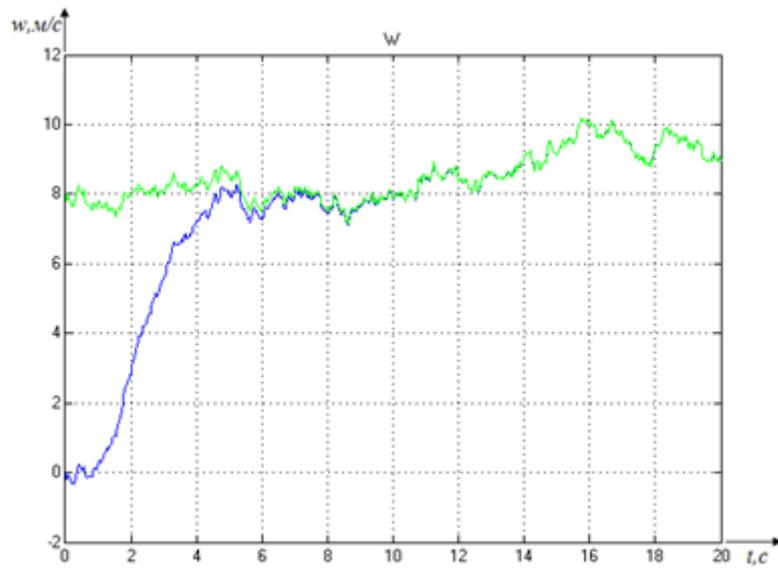


Рисунок 5.20 – Результат идентификации бокового ветра со случайной составляющей

## 5.7. Выводы по главе 5

На основании проведенных в данной главе исследований можно сделать следующие выводы:

1. Моделирование на ЭВМ процесса посадки легкого БЛА, имеющего путевую скорость 40 м/с, при скорости бокового ветра до 8м/с показало, что система многорежимного управления с учетом перекрестных связей между каналами крена и рысканья успешно справляется с задачей точного приземления при отклонениях от середины ВПП не более 1м, по углам крена, пути и курса – не более 1 градуса.
2. При дополнительном учете влияния встречного ветра до 6 м/с при боковом ветре 6м/с установлено, что и в этом случае предложенный способ обеспечивает безопасную посадку.
3. Моделирование с учетом турбулентных составляющих ветра, а также вертикальных порывов, показало возможность совершения посадки при нескольких порывах скоростью до 4 м/с либо при одном-двух порывах до 15м/с и максимальной амплитуде случайной составляющей ветра до 2 м/с. При отсутствии порывов вертикального ветра, максимальная амплитуда случайной составляющей ветра может составлять до 3 м/с при постоянной составляющей бокового ветра, равной 8 м/с.

## ГЛАВА 6. ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ПРИЗЕМЛЕНИЯ В ВИДЕ ЕДИНОГО ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО КРИТЕРИЯ И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В АВТОМАТИЧЕСКОМ ОПРЕДЕЛЕНИИ РИСКА БЕЗОПАСНОСТИ ПРИЗЕМЛЕНИЯ

### 6.1 Формирование единого параметрического критерия безопасности приземления в конце посадочного маневра

Существующие требования к качеству приземления при посадке на шасси содержат ряд ограничений в виде допустимых ошибок по линейному положению, по скорости и угловому положению летательного аппарата. К этим ограничениям в общем случае относятся следующие 7 параметров:

- линейное отклонение  $z_k$  от середины ВПП в точке приземления не должно превышать по модулю заданного значения, например 3м;
- линейное отклонение  $x_k$  от заданной точки приземления, назначенной вдоль оси ВПП с учетом её общей ограниченной длины, также не должно превышать заданного значения порядка 50÷100м;
- угловое отклонение по тангажу ЛА от заданного его значения при посадке не должно быть более 10°;
- угловое отклонение по крену от нулевого значения также ограничено, например не более 1°;
- угловое отклонение  $\psi_k$  по курсу от посадочного курса, определяющее нежелательное увеличение угла увода колес шасси, не превышает заданного значения 1÷2 градуса;
- вертикальная скорость в точке приземления не должна быть большой из-за увеличения нагрузки на шасси и может быть ограничена величиной порядка 1÷2 м/сек;
- путевой угол ЛА относительно линии ВПП также ограничен из-за опасности выбега самолета за ВПП после приземления, что можно оценить,

воспользовавшись ограничением по боковой скорости в точке приземления в зависимости от запаса прочности шасси при действии боковых нагрузок. При этом можно принять ограничение путевого угла равным  $1\div 3$  градуса.

Из приведенного перечня видно, что качество приземления зависит от многих параметров, имеющих разную размерность и значимость. Поэтому желательно иметь одну интегральную оценку в виде свертки.

Существует несколько подходов к представлению многопараметрического критерия. К ним, в частности, относится линейная свертка.

Из перечисленного перечня подходов следует, что особое значение должно придаваться мультипликативным оценкам, подчеркивающим важность фактов одновременного нежелательного сочетания ошибок как по модулю, так и по знаку.

Прежде чем поступить к формированию свертки, упростим решение задачи, выделив из обозначенных параметров качества приземления три наиболее важных. Во-первых, при достаточной длине ВПП будем считать требование по линейному отклонению  $x_k$  несущественным, а при надежной работе системы автоматического управления снижением по глиссаде и выравниванием требования на угловые отклонения по тангажу и по крену можно не учитывать. По тем же соображениям будем считать, что при соблюдении заданного малого угла наклона траектории при выравнивании, равного  $\theta_k = 1^\circ - 2^\circ$ , вертикальная скорость также будет мала.

В итоге остаются наиболее важными три параметра, имеющие свои коэффициенты значимости при допущении, что угол крена в точке приземления всегда будет нулевым:

- отклонение  $x_k$  от середины ВПП как показатель несовершенства управления боковым движением ЛА;
- отклонение  $\psi_k$  по курсу от линии ВПП;
- значение путевого угла  $\Psi_k$  относительно линии ВПП, определяющие боковую скорость в момент приземления.

Самым неудачным сочетанием этих трех параметров является совпадение их знаков, когда отклонение по курсу и по вектору скорости в сторону бокового отклонения приведет при пробеге по земле к дальнейшему удалению  $L$  от середины ВПП:

$$L = z + k_1 \psi + k_2 \Psi \quad (6.1)$$

Формулу (6.1) можно использовать для следующей предложенной оценки критерия  $I_k$  штрафа, характеризующего качество приземления:

$$I_k = (z + k_1 \psi + k_2 \Psi)^2 = z^2 + k_1^2 \psi^2 + k_2^2 \Psi^2 + 2 z k_1 \psi + 2 z k_2 \Psi + 2 k_1 \psi k_2 \Psi \quad (6.2)$$

Видно, что оценка (6.2) удовлетворяет условию мультипликативности в слагаемых, и при одинаковых знаках сомножителей критерий  $I_k$  при прочих равных условиях возрастает. Поэтому сравнивая вычисляемую оценку  $I_k$  с некоторым порогом  $I_{0k}$  можно делать вывод о допустимости безопасной посадки.

В формулах (1 – 2) остались недоопределенными весовые коэффициенты  $k_1$  и  $k_2$ , которые можно найти, зная некоторые установки по требованию к каждому показателю в отдельности.

Пусть, например, при нулевых отклонениях курсового и путевого углов задано допустимое отклонение от середины ВПП  $\hat{z}_k = 3\hat{i}$ . Это позволяет получить оценку порога  $I_{0k}$ :

$$I_{0k} = \hat{z}_k^2. \quad (6.3)$$

Далее пусть при нулевом линейном отклонении  $z_k$  и путевом угле  $\Psi_k$  задано допустимое отклонение по курсу  $\psi_k = 1^\circ$ . Тогда коэффициент  $k_1$  равен

$$k_1 = \frac{\hat{z}_k}{\hat{\psi}_k} = 3\hat{i} / \hat{\psi}_k.$$

Аналогичным образом можно найти коэффициент  $k_2$  при назначенном допустимом отклонении  $\hat{\Psi}_k$  путевого угла (пусть  $\hat{\Psi}_k = 1^\circ$ ):

$$k_2 = \frac{\hat{z}_k}{\hat{\Psi}_k} = 3\hat{i} / \hat{\Psi}_k.$$

При указанных выше численных значениях  $\hat{z}_k, \hat{\psi}_k, \hat{\Psi}_k$  для легкого БЛА всю функцию  $I_k$  при её равенстве порогу  $I_{0k}$  можно представить в виде трехмерной

фигуры, как показано на рисунке 6.1. Фигура наклонена с учетом того, что при удачном сочетании знаков ошибок общий штраф явно меньше, чем при неудачном.

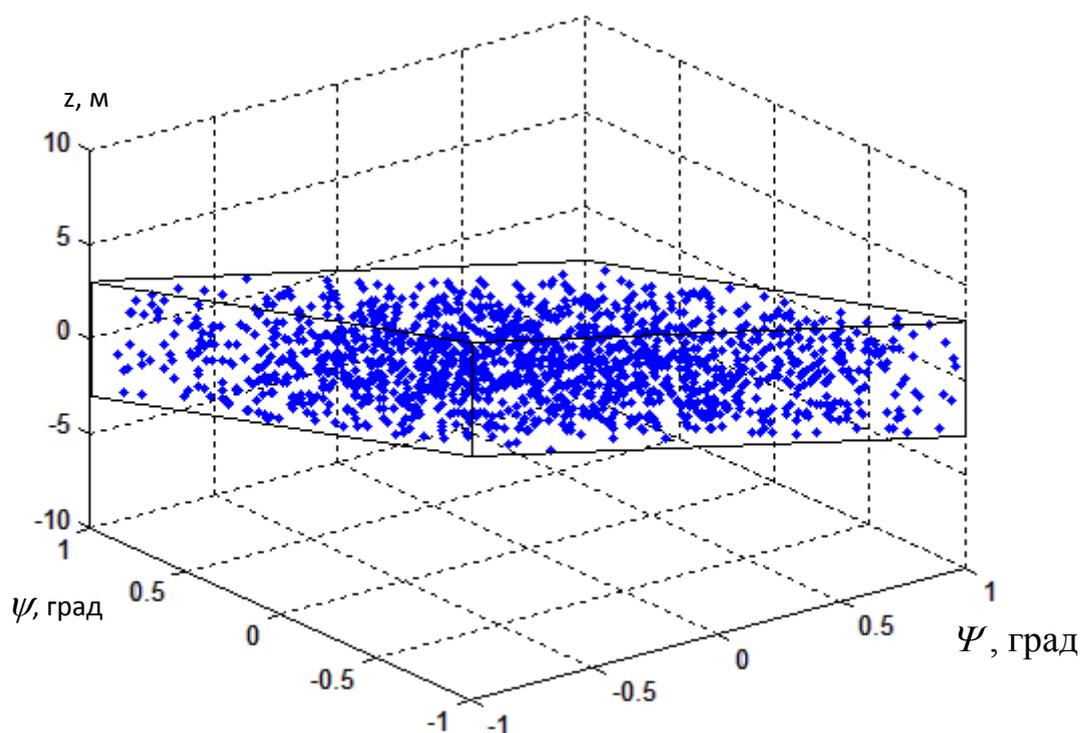


Рисунок 6.1 – Области приемлемого качества приземления для БЛА «Орион»

Компактное представление качества приземления в виде единой оценки удобно не только для расчетов, но и для определения области допустимых ошибок в момент приземления. Кроме того, эту область можно распространить на другой момент времени до приземления, чтобы можно было прогнозировать безопасность заблаговременно, и в случае угрозы дать команду ухода на повторный круг. Таким моментом была выбрана точка начала выравнивания при нулевом крене.

## **6.2 Построение области приемлемого качества движения ЛА в точке начала выравнивания на основе результатов моделирования на ЭВМ**

Точка начала выравнивания является одной из решающих и ключевых при формировании вынужденной команды ухода на повторный круг. В этой точке заканчивается снижение по глиссаде с одним углом наклона траектории порядка

трех градусов, а затем возникает вопрос: либо уходить на повторный круг при неудачном стечении обстоятельств, либо перейти к конечной фазе посадки путем выравнивания, с меньшим углом наклона траектории. В этой точке высота полета в зависимости от типа ЛА составляет порядка 20-30 метров, а оставшееся время до приземления – 8-15 секунд. В этих условиях еще возможно избежать аварийной ситуации если контролировать успешность выполнения предложенного посадочного маневра, а точнее – прогнозировать безопасность выполнения полета на последнем участке выравнивания.

Для определения искомой области можно использовать найденное выше значение порога  $I_{0к}$  следующим образом. Имея найденную в результате моделирования на ЭВМ опорную траекторию бокового движения при заданной силе ветра  $w$ , зададимся в точке начала выравнивания такими нежелательными отклонениями от этой траектории –  $\Delta z, \Delta \psi, \Delta \Psi$ , при которых в момент приземления его качество равно  $I_{0к}$ .

При моделировании процесс выравнивания рассматривался в 6 случаях:

$$\begin{aligned} z &= z_e + \Delta z_1; \psi = \psi_e, \Psi = \Psi_e, \\ z &= z_e - \Delta z_2; \psi = \psi_e, \Psi = \Psi_e, \\ z &= z_e; \psi = \psi_e + \Delta \psi_1, \Psi = \Psi_e, \\ z &= z_e; \psi = \psi_e - \Delta \psi_2, \Psi = \Psi_e, \\ z &= z_e; \psi = \psi_e; \Psi = \Psi_e + \Delta \Psi_1, \\ z &= z_b; \psi = \psi_b; \Psi = \Psi_b - \Delta \Psi_2, \end{aligned}$$

где  $z_e, \psi_e, \Psi_e$  – координаты движения по опорной траектории в точке выравнивания. Для БЛА эти координаты равны  $z_e \cong 0.19w^2; \psi_e \cong 0.1w^2; \Psi_e = 0.5w$

Результаты моделирования процессов выравнивания в искусственно созданных «неудачных» начальных условиях представлены графиками на рисунке 6.2.

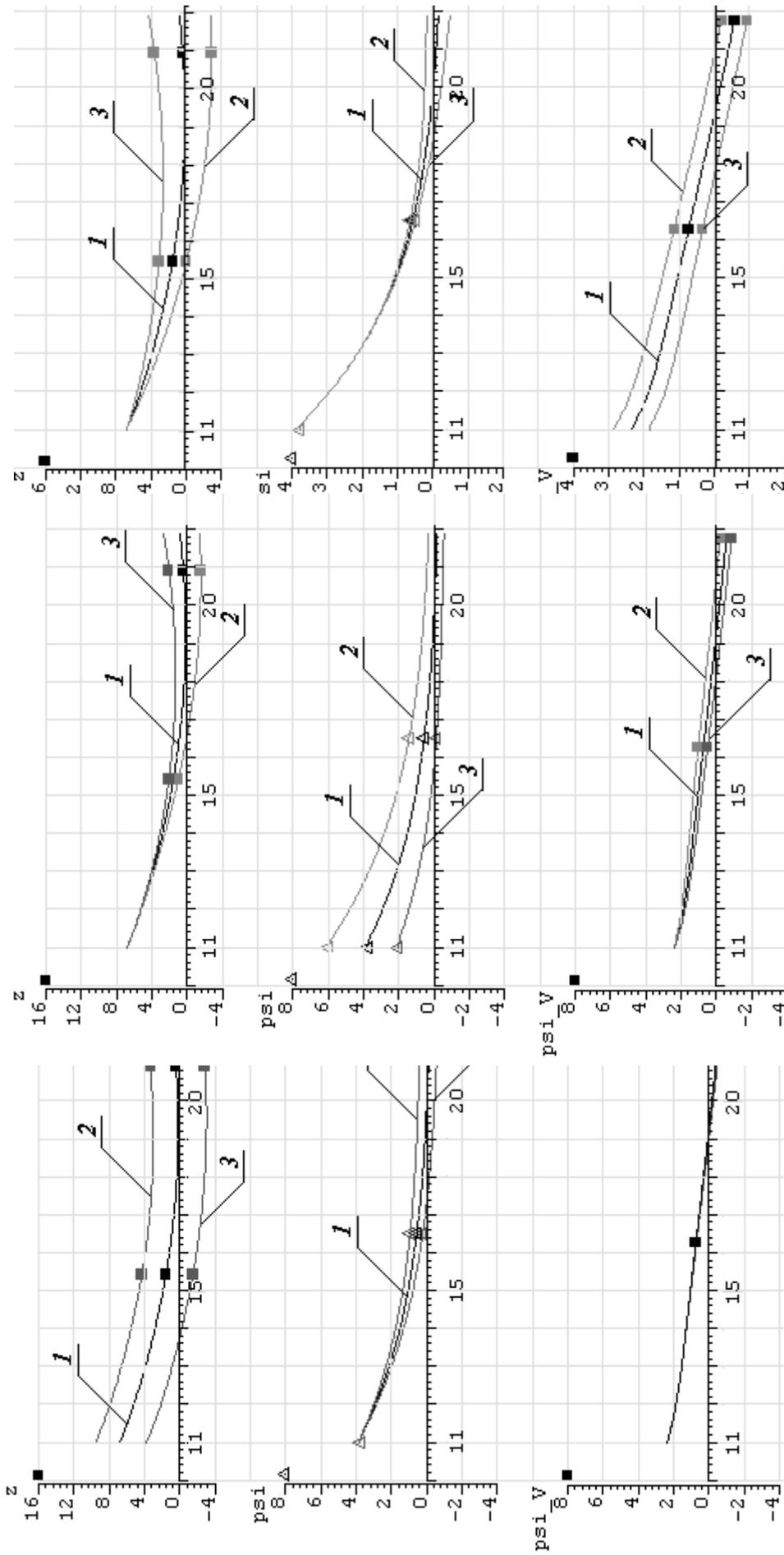


Рисунок 6.3 – Результаты моделирования завершающего маневра при измененных начальных условиях

Графики указывают, что в точке приземления разброс по линейному отклонению в точке приземления не превышает 3 м, по курсу не более 1 градуса, по путевому углу – не более 1 градуса.

Эти конечные условия явились следствием следующих начальных условий, которые оказались соответствующими следующим найденным экспериментально отклонениям:

$$\begin{aligned} \Delta z_1 = 3.05\text{м}; \Delta z_2 = 2.714\text{м}; \Delta \psi_1 = 2.231^\circ; \Delta \psi_2 = 1.769^\circ; \\ \Delta \Psi_1 = 1.46^\circ; \Delta \Psi_2 = 1.2^\circ \end{aligned} \quad (6.4)$$

Найденных значений (6.4) достаточно, чтобы определить параметры искомой области приемлемого качества начала выравнивания, которую по аналогии с формулой (6.2) можно ограничить следующим равенством:

$$I_e = [(z - z_e)^2 + k_3(\psi - \psi_e)^2 + k_4(\Psi - \Psi_e)^2] = I_{0e}, \quad (6.5)$$

где  $I_e$  – функция штрафа бокового движения ЛА в точке выравнивания,  $I_{0e}$  – порог, превышение которого соответствует прогнозируемому факту неудачного приземления и поэтому требует формирования команды ухода на повторный круг,  $z_e$ ,  $\psi_e$ ,  $\Psi_e$  – параметры опорной траектории в начале выравнивания,  $k_3$  и  $k_4$  – весовые коэффициенты, которые были назначены следующим образом.

Сначала возьмем среднее значение найденных отклонений  $\Delta z_1$  и  $\Delta z_2$  и с их помощью определим порог  $I_{0в}$ :

$$I_{0в} = (\Delta z_1 + \Delta z_2)^2 \cdot 0.25.$$

Затем найдем среднее значение отклонений  $\Delta \psi_1$  и  $\Delta \psi_2$  и с их помощью определим коэффициент  $k_3$ :

$$k_3 = \frac{\Delta z_1 + \Delta z_2}{\Delta \psi_1 + \Delta \psi_2}.$$

Аналогичным образом найдем второй коэффициент  $k_4$ :

$$k_4 = \frac{\Delta z_1 + \Delta z_2}{\Delta \Psi_1 + \Delta \Psi_2}.$$

Оказалось, что коэффициенты  $k_3$  и  $k_4$  стали соответственно меньше значений  $k_1$  и  $k_2$ , что указывает на расширение возможных ошибок движения по

мере удаления от точки приземления. Очевидно, что и порог  $I_{0e}$  больше конечного порога  $I_{0k}$ . В частности, для БЛА были получены следующие сравнительные результаты:

$$\begin{aligned} k_1 = 3; \quad k_2 = 3; \quad I_{0k} = 9; \\ k_3 = 1.441; \quad k_4 = 2.17; \quad I_{0e} = 8.3. \end{aligned} \quad (6.6)$$

Заметим, что результаты (6.6) были получены для системы управления без координации действий в управлении боковым и продольным движением. В итоге можно сделать вывод о том, что если вычислить в момент начала выравнивания функцию штрафа  $I_e$  и сравнить ее с найденным порогом  $I_{0e}$ , то в случае его превышения дается команда ухода БЛА на повторный круг, что повышает безопасность посадки. Заметим также, что отличие в показателях безопасности в точках начала и конца выравнивания не могут быть значительными, т.к. возможности управления рулем направления ограничены.

### **6.3 Оценка влияния процесса координации работы каналов управления боковым и продольным движением ЛА на область принятия решений**

Как было сказано выше, возможности устранения отклонений от траектории полета только рулем направления при нулевом крене ограничены, особенно если фиксировать время выполнения выравнивания, а значит не решать задачу координации бокового и продольного движения. Рассмотрим и промоделируем процесс регулирования времени выравнивания, используя при этом следующий упрощенный подход. Дело в том, что предложенный в главе 4 подход к координации предусматривает одновременное вмешательство в работу двух каналов управления – по высоте и по боковому движению и по принципу «коромысла» предписывает изменение передаточных чисел двух регуляторов. Однако вмешательство в штатную аппаратуру автопилота, называемого в более общем виде КСУ – комплексной системой управления, в настоящее время крайне нежелательно.

Поэтому в данной работе исследовано и промоделировано вмешательство в работу одного канала управления по высоте, стремясь либо отложить, либо ускорить процесс снижения. При этом канал управления боковым движением работает в неизменном режиме.

В качестве регулируемого параметра используется меняющийся заданный угол  $\theta_{зад}$  наклона траектории при выравнивании. В штатном режиме полета БЛА его заданная величина  $\theta_0 = -\frac{1}{30} = -2$  град. Меняя его в некоторых пределах, например интервале в интервале [-1 град, -3 град], можно, не вмешиваясь в работу КСУ, обеспечить первоначальную координацию. Эти изменения должны определяться в зависимости от прогнозируемого итогового отклонения  $l$  при пробеге после приземления, которое в соответствии с формулой (6.1) для точки начала выравнивания можно вычислить с учетом (6.5) по формуле:

$$l = (z - z_г) + k_3(\psi - \psi_г) + k_4(\Psi - \Psi_г) \quad (6.7)$$

Нужно сразу подчеркнуть, что внесенное изменения угла  $\theta_{зад}$  наклона траектории остается постоянным на все время выравнивания, т.е первоначальной коррекции соответствует однократное вмешательство в момент начала выравнивания.

Возможны два варианта зависимости регулируемого параметра  $\theta_{зад}$  от прогнозируемого отклонения  $l$  после приземления – релейный и линейный.

При релейном способе будет достигнуто более активное вмешательство в процесс выравнивания при назначении одной из трех альтернатив:

– если значение  $l^2$  не превосходит величины порога  $I_{0в}$ , т.е приемлемое безопасное приземление гарантировано, тогда используется первая альтернатива: вмешательства нет, и  $\theta_{зад} = \theta_0 = -2(\text{град})$ ;

– если значение  $l^2 > I_{0в}$ , а знак самого отклонения  $l$  положителен, (т.е. канал управления боковым движением отстает и ему нужно большее время), то тогда используется вторая альтернатива уменьшения по модулю заданного угла наклона траектории, т.е.  $\theta_{зад} = \theta_0 + \Delta\theta = (-2+1) = -1$  град;

– если значение  $l^2 > I_{0в}$ , и  $l < 0$  (т.е. нужно ускорить процесс выравнивания), то тогда используется третья альтернатива увеличения по модулю заданного угла наклона траектории, т. е.  $\theta_{зад} = \theta_0 + \Delta\theta = (-2 - 1) = -3$  град.

Структурная схема блока, моделирующего релейный способ изменения времени выравнивания, показана на рисунке 6.3.

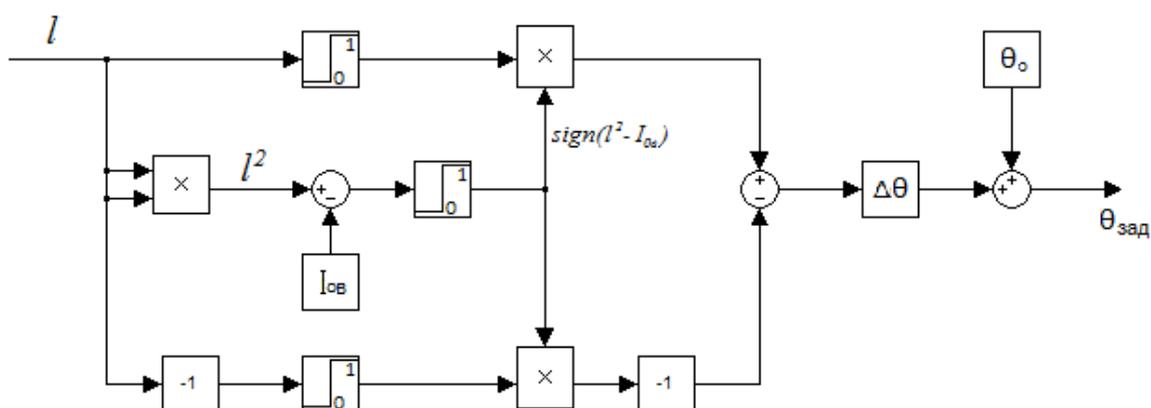


Рисунок 6.3 – Структурная схема блока релейного изменения времени выравнивания при посадке

Согласно приведенной структуре, при положительном знаке  $l$  на вход итогового сумматора поступает сигнал – либо нуль, либо единица, а при отрицательном знаке – либо минус единица, либо нуль. Сигнал на выходе сумматора после умножения на  $\Delta\theta$  и сложения с  $\theta_0$  дает нужный трехальтернативный ответ  $\theta - \Delta\theta; \theta_0; \theta_0 + \Delta\theta$

При линейном способе ожидается более плавное, хотя и менее энергичное, однократное вмешательство в процесс выравнивания, для чего можно воспользоваться следующей простой формулой:

$$\theta_{зад} = \theta_0 + k_0 l \quad (6.8)$$

где  $k_0$  – коэффициент, который необходимо назначить.

Этот способ рассмотрен в данной работе более подробно и промоделирован для легкого БЛА на ЭВМ.

Прежде чем приступить к моделированию, необходимо оценить значение коэффициента  $k_0$ , зная, что пороговое значение прогнозируемого отклонения  $l$ , равное  $\sqrt{I_{0\theta}}$ , соответствует установлению заданного угла наклона траектории  $\theta_{зад}$ , равного  $\theta_0 + kl$ . Поэтому можно записать:

$$k_0 \sqrt{I_{0\theta}} = \Delta\theta; \text{ отсюда } k_0 = \frac{\Delta\theta}{\sqrt{I_{0\theta}}} \quad (6.9)$$

Значение  $k_0$  в (6.9) было уточнено в результате моделирования, которое установило факт улучшения качества приземления при предложенном способе однократной координации. Один из результатов моделирования при учете координации между каналами показан на рисунке 6.4.

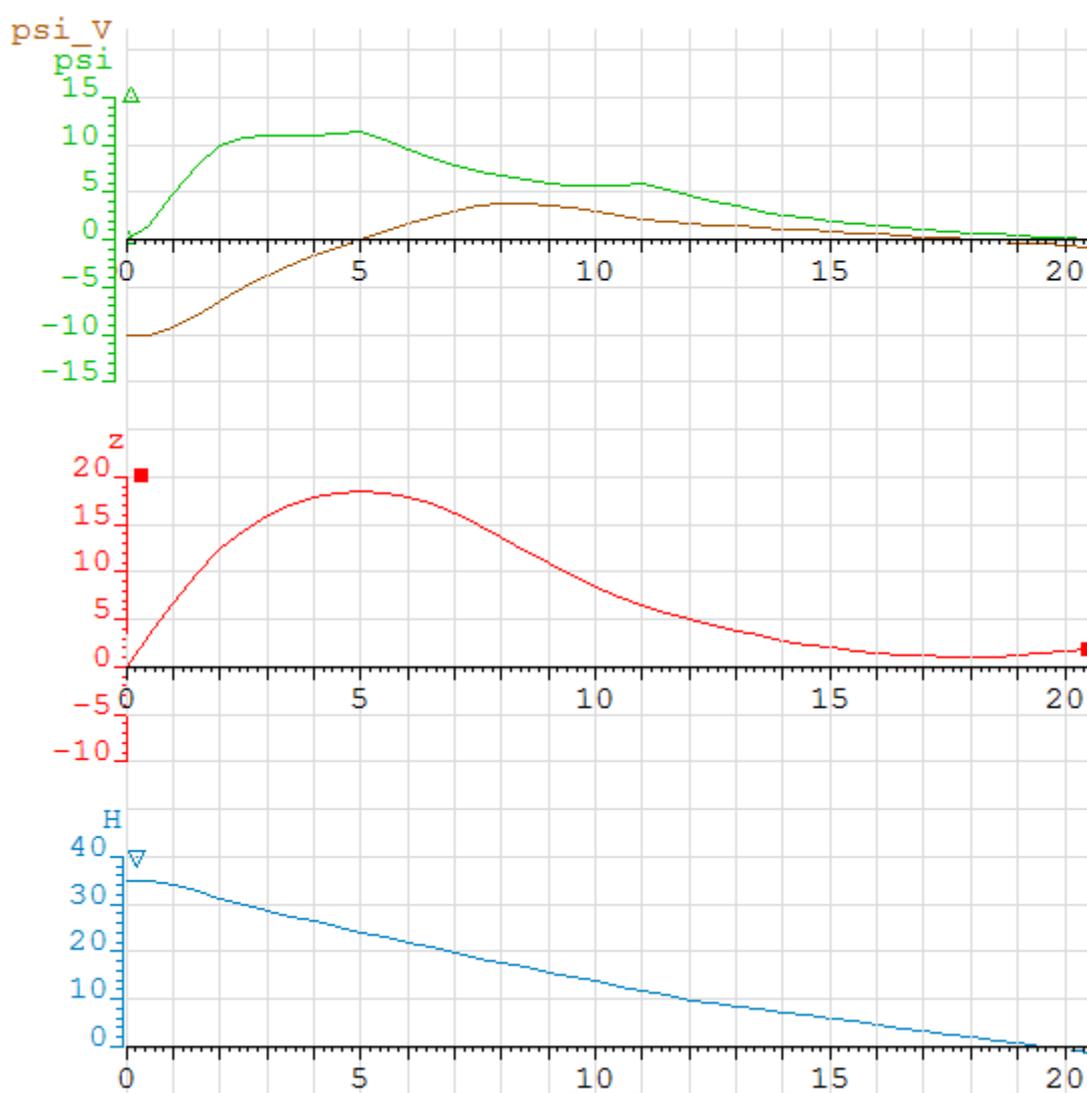


Рисунок 6.4 - Результаты моделирования посадки БЛА при координации работы каналов продольного и бокового движения

Графики поведения отклонений  $z$ , курсового и путевого углов  $\psi$  и  $\Psi$  при боковом ветре  $w = 12\text{ м/с}$  представлены на рисунке 6.4. Конечное состояние в момент приземления таково, что оценка безопасности  $I_B$  уменьшилась на 25% за счет координации.

Соответственно, если построить границу допустимой области отклонений в точке начала выравнивания с учетом координации и без неё, то выигрыш по площади, характеризующий расширение возможностей посадки предложенным способом, составляет около 50%. Картина улучшения области допустимых условий представлена на рисунке 6.5

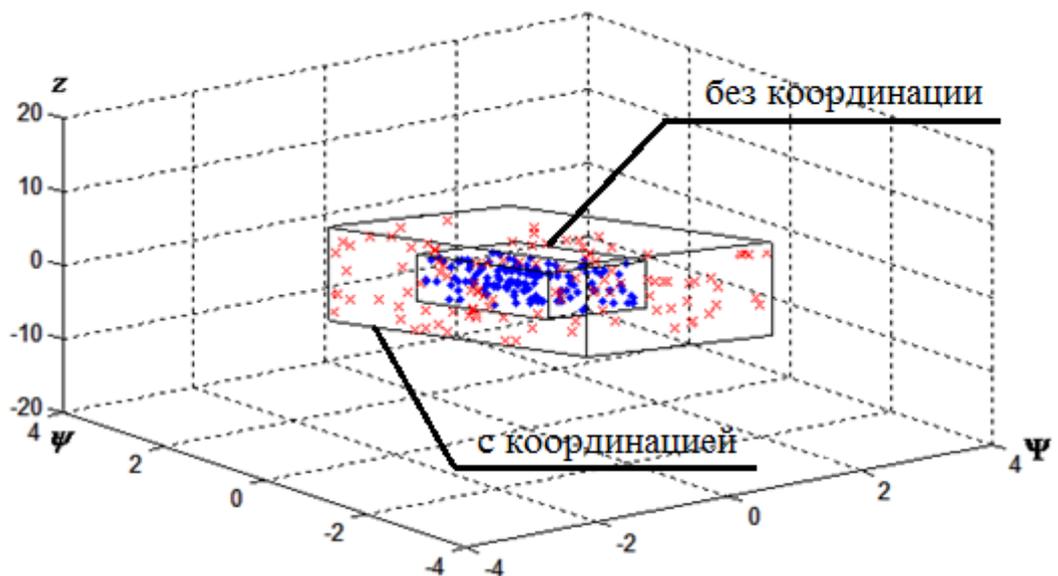


Рисунок 6.5 – Области приемлемого качества приземления без координации и с координацией работы каналов управления боковым и продольным движением ЛА

ЛА

## 6.4 Выводы по главе 6

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Предложен единый квадратичный параметрический критерий оценки качества приземления в зависимости от отклонений по курсу, путевому углу и боковому линейному смещению относительно середины ВПП, учитывающий неудачное сочетание перечисленных параметров с помощью мультипликативных членов.

2. Найдена область допустимых отклонений по курсу, путевому углу и боковому смещению от номинальной траектории предложенного маневра в начальной точке выравнивания. Это позволяет прогнозировать качество приземления ЛА и в случае опасного выхода из этой области сформировать вынужденную команду ухода на повторный круг.

3. В результате моделирования на ЭВМ выявлена важность координации работы каналов управления боковым и продольным движением ЛА на участке выравнивания. Установлено, что даже при простом линейном способе регулирования заданного угла наклона траектории в точке начала выравнивания область возможной безопасной посадки по приемлемым отклонениям расширяется за счет координации в 1,5-2 раза.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе была разработана система автоматического управления посадочным маневром БЛА. Основные результаты могут быть сформулированы в виде следующих положений.

1. Предложен многорежимный способ выполнения посадочного маневра, состоящий в боковом канале из четырех участков: движения вдоль линии пути, с последующим уходом в попутную ветру сторону, а затем – навстречу ветру при снижении по глиссаде и управлении по крену, чтобы на конечном участке выравнивания устранить отклонения по курсу и путевому углу при управлении рулём направления.

2. Сформирован алгоритм переключения режимов полета и вычисления соответствующих уставочных значений в регуляторы в реальном времени в зависимости от скорости полета и бокового ветра.

3. С помощью динамического программирования сформулирована и решена задача оптимального координированного управления боковым и продольным движением при посадке БЛА, для чего предложено увеличивать передаточные числа по положению и скорости в одном регуляторе, одновременно уменьшая их в другом.

4. Предложен единый параметрический критерий оценки качества приземления в зависимости от отклонений по курсу, путевому углу и боковому линейному смещению относительно середины ВПП, учитывающий неудачное сочетание перечисленных параметров, а также найдена область допустимых отклонений в точке начала выравнивания. Это позволяет прогнозировать качество приземления БЛА и в случае опасного выхода из этой области сформировать вынужденную команду ухода на повторный круг.

5. Моделирование на ЭВМ показало, что при скорости бокового ветра до 8 м/с и турбулентных составляющих ветра амплитудой до 3 м/с предложенный способ обеспечивает безопасную посадку при отклонениях от середины ВПП не более 3 м, по углам крена, пути и курса – не более 1 градуса.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Шевелько П.С., Акиндеев А.Е., Брага В.Г. и др. «Справочник авиационного техника». – М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1974. – 592 с.
2. Русол В.А., Киселев В.Ф., Крылов Г.О. и др. «Справочник пилота и штурмана гражданской авиации». – М.: Транспорт, 1988. – 319 с.
3. Пономаренко В.А., Лапа В.В., Лемещенко Н.А. «Человеческий фактор и безопасность посадки». – М.: Воениздат, 1993. – 112 с.
4. Черный М.А., Кораблин В.И. «Воздушная навигация». – М.: Транспорт, 1991. – 432 с.
5. Хафизов А.В. «Радиомаячные системы посадки и системы VOR: Учебное пособие». – Кировоград: ГЛАУ, 2009. – 83 с.
6. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Павлина И.Г. и др. «Системы автоматического и директорного управления самолетом». – М.: Машиностроение, 1974. – 230 с.
7. Сушков Ю.А. «Метод и модель безопасного захода воздушного судна на посадку на основе построения оптимальной посадочной траектории», диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук, Тамбов, 2009. – 99с.
8. Международная организация гражданской авиации, «Руководство по всепогодным полетам», 1991
9. Афанасьев П.П., Веркин Ю.В., Голубев И.С. и др. «Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты)». – М.: МАИ, 2006. – 528 с.
10. Галушкин А.И. «Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты)». Кн. 14. – М.: Радиотехника, 2003. – 496 с.
11. Фрадков А.Л. «Адаптивное управление в сложных системах». – М.: Наука, 1990. – 296 с.
12. Narendra K.S., Annaswamy A.M. Stable Adaptive Systems, Prentice Hall Pub., Englewood Cliffs, NJ, 1989

13. Sastry S.S., Bodson M. Adaptive Control : Stability, Convergence and Robustness, Prentice Hall Pub., Englewood Cliffs, NJ, 1989
14. Zhang Y., Ioannou P.A. Stability and Performance of Nonlinear Robust Adaptive Control, Proceedings of the 34<sup>th</sup> Conference on Decision and Control, 1995. – pp.3941-3946.
15. Golpaswamy S., Hedrick J.K. Robust Adaptive Nonlinear Control of High Performance Aircraft, Proceedings of the American Control Conference, 1990. – pp. 1279-1283.
16. Elliot J.R. NASA's Advanced Control Law Program for the F-8 Digital Fly-by-Wire Aircraft, IEEE Transactions on Automatic Control. Vol.AC-22. – No.5. Oct. 1977. – pp. 735 – 757.
17. Боткин Н.Д., Кейн В.М., Красов А.И., Пацко В.С. «Управление боковым движением самолета на посадке в условиях ветрового возмущения», отчет о НИР. – Ленинград – Свердловск, 1983. – 78 с.
18. Медников В.Н. «Динамика полета и пилотирование самолетов». – Монино, 1976. – 386 с.
19. Алексеев В.М., Тихомиров В.М., Фомин С.В. «Оптимальное управление». – М.: Наука, 1979. – 432 с.
20. Гасс С. «Линейное программирование». – М.: Физматгиз, 1961. – 304 с.
21. Гришанин Ю.С., Лебедев Г.Н., Липатов А.В., Степаньянц Г.А. «Теория оптимальных систем». – М.: МАИ, 1999. – 317 с.
22. Понтрягин Л.С. «Принцип максимума в оптимальном управлении». – М.: Наука, 1989. – 60 с.
23. Понтрягин Л.С. и др. «Математическая теория оптимальных процессов». – М.: Наука, 1983. – 393 с.
24. Летов А.М. «Математическая теория процессов управления». – М.: Наука, 1981. – 256 с.
25. Александров А. А., Кабанов С. А. «Оптимизация посадки беспилотного летательного аппарата с учетом ограничений на управление», Мехатроника, оптимизация, управление, 2008. №2 (83), стр. 50-54

26. Беллман Р. «Динамическое программирование». – М.: ИИЛ, 1961. – 400 с.
27. Летов А.М. «Динамика полета и управления». – М.: Наука, 1969. – 360 с.
28. Ивашова Н.Д. «Способ повышения безопасности посадки самолета при сильном боковом ветре», Труды XXIII Международного научно-технического семинара «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации» 14-20 сентября, 2014 г. Алушта. Сборник тезисов докладов, стр. 14.
29. Лебедев Г.Н., Елисеев В.Д., Ивашова Н.Д. «Постановка задачи автоматического управления посадочным маневром беспилотного летательного аппарата при сильном боковом ветре и подходы к ее решению», Труды МАИ, 2013. № 70.
30. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. «Системы автоматического управления летательных аппаратов». – ВВИА им. Жуковского, 1985. – 479 с.
31. Мосолов В.Е., Харитонов В.Н. «Системы автоматического управления угловым движением летательных аппаратов. Учебное пособие». – М.: МАИ, 1995. – 85 с.
32. Белгородский С.Л. «Автоматизация управления посадкой самолета». – М.: Транспорт, 1972. – 352 с.
33. Котик М.Г. «Динамика взлета и посадки самолетов». – М.: Машиностроение, 1984. – 256с.
34. Ивашова Н.Д. «Система автоматического управления многорежимным посадочным маневром при сильном боковом ветре», Авиакосмическое приборостроение, 2014. № 10, стр.15-21
35. Лебедев Г.Н., Ивашова Н.Д. «Координированное управление посадочным маневром при приземлении беспилотного летательного аппарата с учетом действия ветровых возмущений», Авиакосмическое приборостроение, 2014. № 4, стр.3-9
36. <http://www.transas.ru/about/press/news/17726>

37. Хортон А. «Visual C++ 2010. Полный курс». – М.: Диалектика, 2011. – 1216 с.

38. Международная организация гражданской авиации, «Руководство по сдвигу ветра на малых высотах», 2005

39. Лебедев Г. Н., Ефимов А. В., Михайлин Д. А. «Оценка вектора состояния беспилотного летательного аппарата при наличии в объекте управления нелинейных элементов», Вестник Московского авиационного института, М.: МАИ, 2012, №1, С. 12-16

40. Калман Р., Бьюси Р. «Новые результаты линейной фильтрации и теории предсказаний». Техническая механика, 1961, №1, серия D, стр. 123-141.

ПРИЛОЖЕНИЕ

## Текст программного модуля ControlSystem.cpp

```

// SDU.cpp: implementation of the SDU class.
//
////////////////////////////////////

#include "stdafx.h"
#include <iostream>
#include "ControlSystem.h"
#include "System.h"
#include "math.h"
using namespace std;

#ifdef _DEBUG
#define new DEBUG_NEW
#endif

void MatrixMultiply (double* first, double* second, int m, int n, int q, double*
result)
{
    int i,j,k;
    for (i = 0; i < m; i++) {
        for (j = 0; j < q; j++) {
            *(result + i*q + j) = 0;
            for (k = 0; k < n; k++) {
                *(result + i*q + j) += *(first + i*n + k)*(*(second + k*q +
j));
            }
        }
    }
}

int Inverse (double* matrix, int n, double* matrix_inv)
{
    int i,j,k;
    for (i = 0; i < n; i++) {
        for (j = 0; j < n; j++) *(matrix_inv + i*n + j) = 0;
        *(matrix_inv + i*n + i) = 1;
    }
    //прямой ход
    double a, b;
    for (i = 0; i < n; i++) {
        a = *(matrix + i*n + i);
        for (j = i+1; j < n; j++) {
            b = *(matrix + j*n + i);
            for (k = 0; k < n; k++) {
                *(matrix + j*n + k) = *(matrix + i*n + k)*b - (*(matrix +
j*n + k))*a;
                *(matrix_inv + j*n + k) = *(matrix_inv + i*n + k)*b -
                (*(matrix_inv + j*n + k))*a;;
            }
        }
    }

    //обратный ход
    double sum;
    for (i = 0; i < n; i++) {
        for (j = n-1; j >= 0; j--) {
            sum = 0;
            for (k = n-1; k > j; k--)
                sum += *(matrix + j*n + k)*(*(matrix_inv + k*n + i));
            if (*(matrix + j*n + j) == 0) {

```

```

        return 0;
    }
    *(matrix_inv + j*n + i) = (*(matrix_inv + j*n + i) -
sum)/(*(matrix + j*n + j));
    }
    return 1;
}

void ControlSystem::Life()
{
    ////////////////////////////////////////
    /**/          Algorithm_Start();          /**/
    ////////////////////////////////////////

    // Масштабирование сигналов РУС и педалей
    double trim_Xb, trim_Xe, trim_Xn;
    if(in.trim_Xb_up) trim_Xb = 1;
    else if(in.trim_Xb_dn) trim_Xb = -1;
    else trim_Xb = 0;

    if(in.trim_Xe_l) trim_Xe = 1;
    else if(in.trim_Xe_r) trim_Xe = -1;
    else trim_Xe = 0;

    if(in.trim_Xn_l) trim_Xn = 1;
    else if(in.trim_Xn_r) trim_Xn = -1;
    else trim_Xn = 0;

    double tr_Xb = LimIntegral("Модель триммера Xb",-0.5,0.5, 0.1)[trim_Xb];
    double tr_Xe = LimIntegral("Модель триммера Xe",-0.5,0.5, 0.1)[trim_Xe];
    double tr_Xn = LimIntegral("Модель триммера Xn",-0.5,0.5, 0.1)[trim_Xn];

    double Xb = Clip(1)[in.Xb + tr_Xb];
    double Xe = Clip(1)[in.Xe + tr_Xe];
    double Xn = Clip(1)[in.Xn + tr_Xn];
    // const vector3D& W = in.W; // добавлено 27.12.12

    Const<> H1("Высота переключения 1",50);
    Const<> H2("Высота переключения 2",30);
    Const<> H3("Высота переключения 3",10);

    double H22 = in.Vwind.z*40/20 + H3;
    // Формирование выходов
    SetActiveContext("Канал рулей высоты");
    {
        Const<> Ktang("Ktang в", 5);
        Const<> Kwz("Kwz в", 0.129);
        Const<> Ky("Ky в", 0);
        Const<> Ho("Ho", 30);
        Const<> Kvy("Kvy в", 0);
        Const<> Vzad("Vzad", -2);
        Const<> Kal("Kal в", 0);
        Const<> Ky2("Ky2 в", -2);
        Const<> Kvy2("Kvy2 в", 0);
        Const<> Ktang2("Ktang2 в", 5);
        Const<> Kwz2("Kwz2 в", 0.129);

        double U = Ky * (in.Point.y - (H2 - in.Point.x * 1/20)) + Kvy * (in.Vy
- Vzad)
                + Kal * (in.alphaR - Const<>("alpha zad", 0)) + Ktang *
(in.tang - Const<>("tang zad", 0))
                + in.W.z * Kwz + Const<>("dV zad", 0);

```

```

        if (in.Point.y < H3) U = Ky2 * (in.Point.y - (H3 - in.Point.x * 1/30))
+ Kvy2 * (in.Vy + 1.33)
            + Ktang2 * in.tang + in.W.z * Kwz2;

        out.Hzad = Ho - in.Point.x * 1/20;
        out.Fi_r = MP1("Привод ГО",0,30,20,-20,20)[U];
        out.Fi_l = out.Fi_r;
    }
    ReleaseContext();

    double KursZ, KrenZ, RN, E, Zzad;
    double KgE, KxE, KpsiE, KwyE, KzE, KvzE, KyE, KvyE;
    double KpsiN, KwyN, KputN, KbetaN, KgN, KxN, KzN, KvzN, KyN, KvyN, PutZ,
Ktheta;

    SetActiveContext("Система управления 0");
    {
        SetActiveContext("Канал элеронов 0");
        {
            Const<> KgE0("Kgam э",15);
            Const<> KrenZ0("kren zad", 0);
            Const<> KxE0("Kx э",-10);
            Const<> KpsiE0("Kpsi э",0);
            Const<> KwyE0("Kwy э",0);
            Const<> KzE0("Kz э",0.21);
            Const<> KvzE0("Kvz э",0.92);
            Const<> Zzad0("Z zad", 20);

            Const<> KyE0("Ky э", 0);
            Const<> KvyE0("Kvy э", 0);
            Const<> E0("dE zad", 0);

            Zzad = Zzad0;
            Zzad = (9*in.Vwind.z+.68*in.Vwind.z*in.Vwind.z)/0.1/40 - 28.8;
            if ((in.Point.y < H1)) {
                KgE = KgE0; KxE = KxE0;
                KpsiE = KpsiE0; KwyE = KwyE0;
                KzE = KzE0; KvzE = KvzE0;
                KrenZ = KrenZ0; E = E0;
                KyE = KyE0; KvyE = KvyE0;
            }
        }
        ReleaseContext();

        SetActiveContext("Канал руля направления 0");
        {
            Const<> KpsiN0("Kpsi н",0);
            Const<> KursZ0("kurs zad", 0);
            Const<> KwyN0("Kwy н",100);
            Const<> KputN0("Kput н",0);
            Const<> PutZ0("put zad", 0);
            Const<> KbetaN0("Kbeta н",-100);
            Const<> KgN0("Kgam н",0);
            Const<> KxN0("Kx н",0);
            Const<> KzN0("Kz н",0);
            Const<> KvzN0("Kvz н",0);

            Const<> RN0("RN zad", 0);
            Const<> KyN0("Ky н", 0);
            Const<> KvyN0("Kvy н", 0);
            Const<> Ktheta0("Ktheta н", 0);

            if ((in.Point.y < H1)) {

```

```

        KpsiN = KpsiN0; KwyN = KwyN0;
        KputN = KputN0; KbetaN = KbetaN0;
        KgN = KgN0; KwxN = KwxN0;
        KzN = KzN0; KvzN = KvzN0;
        KursZ = KursZ0; RN = RN0;
        KyN = KyN0; KvyN = KvyN0;
        Ktheta = Ktheta0;
    }
}
ReleaseContext();
}
ReleaseContext();

SetActiveContext("Система управления с креном");
{
    SetActiveContext("Канал элеронов 1");
    {
        Const<> KgE1("Kgам э",15);
        Const<> KrenZ1("kren zad", 0);
        Const<> KwxE1("Kwx э",-10);
        Const<> KpsiE1("Kpsi э",0);
        Const<> KwyE1("Kwy э",0);
        Const<> KzE1("Kz э",0.21);
        Const<> KvzE1("Kvz э",0.92);

        Const<> KyE1("Ky э", 0);
        Const<> KvyE1("Kvy э", 0);
        Const<> E1("dE zad", 0);

        if ((in.Point.y < H22)) {
            KgE = KgE1; KwxE = KwxE1;
            KpsiE = KpsiE1; KwyE = KwyE1;
            KzE = KzE1; KvzE = KvzE1;
            KrenZ = KrenZ1; E = E1;
            KyE = KyE1; KvyE = KvyE1; Zzad = 0;
        }
    }
    ReleaseContext();

    SetActiveContext("Канал руля направления 1");
    {
        Const<> KpsiN1("Kpsi н",0);
        Const<> KursZ1("kurs zad", 0);
        Const<> KwyN1("Kwy н",100);
        Const<> KputN1("Kput н",0);
        Const<> PutZ1("put zad", 0);
        Const<> KbetaN1("Kbeta н",-100);
        Const<> KgN1("Kgам н",0);
        Const<> KwxN1("Kwx н",0);
        Const<> KzN1("Kz н",0);
        Const<> KvzN1("Kvz н",0);

        Const<> RN1("RN zad", 0);
        Const<> KyN1("Ky н", 0);
        Const<> KvyN1("Kvy н", 0);
        Const<> Ktheta1("Ktheta н", 0);

        if ((in.Point.y < H22)) {
            KpsiN = KpsiN1; KwyN = KwyN1;
            KputN = KputN1; KbetaN = KbetaN1;
            KgN = KgN1; KwxN = KwxN1;
            KzN = KzN1; KvzN = KvzN1;
            KursZ = KursZ1; RN = RN1;
        }
    }
}

```

```

        KyN = KyN1; KvyN = KvyN1;
        Ktheta = Ktheta1;
    }
}
ReleaseContext();
}
ReleaseContext();

SetActiveContext("Система управления без крена");
{
    SetActiveContext("Канал элеронов 2");
    {
        Const<> KgE2("Kgam э", 200);
        Const<> KwxE2("Kwx э", 100);
        Const<> KpsiE2("Kpsi э", 0);
        Const<> KwyE2("Kwy э", 0);
        Const<> KzE2("Kz э", 0);
        Const<> KvzE2("Kvz э", 0);
        Const<> KyE2("Ky э", 0);
        Const<> KvyE2("Kvy э", 0);
        Const<> E2("dE zad", 0);

        if ((in.Point.y < H3)) {
            KgE = KgE2; KwxE = KwxE2;
            KpsiE = KpsiE2; KwyE = KwyE2;
            KzE = KzE2; KvzE = KvzE2;
            KyE = KyE2; KvyE = KvyE2;
            E = E2; Zzad = 0;
        }
    }
    ReleaseContext();

SetActiveContext("Канал руля направления 2");
{
    Const<> KpsiN2("Kpsi н", 10);
    Const<> KursZ2("kurs zad", 0);
    Const<> KwyN2("Kwy н", 10);
    Const<> KputN2("Kput н", 0);
    Const<> PutZ2("put zad", 0);
    Const<> KbetaN2("Kbeta н", 0);
    Const<> KgN2("Kgam н", 0);
    Const<> KwxN2("Kwx н", 0);
    Const<> KzN2("Kz н", 0);
    Const<> KvzN2("Kvz н", 0);

    Const<> RN2("RN zad", 0);
    Const<> KyN2("Ky н", 0);
    Const<> KvyN2("Kvy н", 0);
    Const<> Ktheta2("Ktheta н", 0);

    if (in.Point.y < H3) {
        KpsiN = KpsiN2; KwyN = KwyN2; KputN = KputN2;
        KbetaN = KbetaN2; KgN = KgN2;
        KwxN = KwxN2; KzN = KzN2; KvzN = KvzN2;
        KrenZ = 0; KursZ = KursZ2; RN = RN2;
        KyN = KyN2; KvyN = KvyN2; PutZ = PutZ2;
        Ktheta = Ktheta2;
    }
}
ReleaseContext();
}
ReleaseContext();

```

```

double dZ = KzE * (in.Point.z - Zzad) + KvzE * in.Vg.z;
if (dZ > 20) dZ = 20;
if (dZ < -20) dZ = -20;
double Ue = KgE * (in.gamR - KrenZ) + KwxE * in.W.x + KpsiE * in.psiR + KwyE
* in.W.y
          + dZ + in.Point.y * KyE + in.Vg.y * KvyE + E;
out.El_r = MP1("Привод Элеронов",0,30,20,-20,20) [Ue];
out.El_l = -out.El_r;

double Un = KpsiN * (in.psiR - KursZ) + KwyN * in.W.y + KputN * (in.PsiR_V -
PutZ)
          + KbetaN * in.betaR      + KgN * in.gamR + KwxN * in.W.x + KzN *
in.Point.z
          + KvzN * in.Vg.z + RN + in.Point.y * KyN + in.Vg.y * KvyN;

out.Vo_r = MP1("Привод ВО",0,30,20,-20,20) [Un];
out.Vo_l = -out.Vo_r;

/*    Kalman    */
int i, j;
double T0 = 0.2;
double g = 9.8;
double V0 = 40;
double MSE_dn = 10;
double alpha0 = 0;
double tang0 = 0;
double Zb_b = -0.122;
double Zdn_dn = -0.061;
double Mx_b = 553.4; //??
double My_b = -0.415;
double Mx_wx = -387.4;
double My_wy = -12.78;
double Mx_wy = -16.6;
double My_wx = -3.2;
double Mx_de = -2.77;
double Mx_dn = -0.5;
double My_de = 0;
double My_dn = -0.26;

//% X = (dZ dbeta dwx dwy dgamma dpsi dbetaw ddelta_betaw)^T;
double x0[8] = {0, 1.37, 0, 0, 0, 0, -8, 6};
double A[8][8] = {
                                {0, -M_PI*V0/180, 0, 0, 0, M_PI*V0/180, 0, 0},
                                {0, Zb_b, sin(alpha0), cos(alpha0),
g*cos(tang0)/V0, 0, Zb_b, 0},
                                {0, Mx_b, Mx_wx, Mx_wy, 0, 0, Mx_b, 0},
                                {0, My_b, My_wx, My_wy, 0, 0, My_b, 0},
                                {0, 0, 1, -tan(tang0), 0, 0, 0, 0},
                                {0, 0, 0, 1/cos(tang0), 0, 0, 0, 0},
                                {0, 0, 0, 0, 0, 0, -1/T0, 180/(M_PI*V0*T0)},
                                {0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0}
};

double B[8][2] = {
                {0, 0}, {0, Zdn_dn}, {Mx_de, Mx_dn}, {My_de, My_dn}, {0, 0}, {0, 0},
{0, 0}, {0, 0} };
double G[8][1] = {{0}, {0}, {0}, {0}, {0}, {0}, {180/(M_PI*V0*T0)}, {0}};

double P0[8][8] = {{0.02, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0.05, 0, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 0.05, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 0, 0.03, 0, 0, 0, 0},

```

```

                                {0, 0, 0, 0, 0.02, 0, 0, 0},
                                {0, 0, 0, 0, 0, 0.02, 0, 0},
                                {0, 0, 0, 0, 0, 0, 0.02, 0},
                                {0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0.02}}};

double Q0 = MSE_dn*MSE_dn;
double MSE_dZ = 1;
double MSE_db = 1;
double MSE_dwx = 0.1;
double MSE_dwy = 0.1;
double MSE_dgam = 0.1;
double MSE_dpsi = 0.1;
double R[6][6] = {{MSE_dZ*MSE_dZ, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, MSE_db*MSE_db, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0, MSE_dwx*MSE_dwx, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 0, MSE_dwy*MSE_dwy, 0, 0},
                  {0, 0, 0, 0, MSE_dgam*MSE_dgam, 0},
                  {0, 0, 0, 0, 0, MSE_dpsi*MSE_dpsi}}};

double H[6][8] = {{1, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 1, 0, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 1, 0, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 0, 1, 0, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 0, 0, 1, 0, 0, 0},
                  {0, 0, 0, 0, 0, 1, 0, 0}}};

double x[8][1];
double AT[8][8], GT[1][8], HT[8][6];
double P[8][8];
    FILE *f;

if (Time < .1) {
    memcpy(x, x0, sizeof(x0));
    memcpy(P, P0, sizeof(P0));
}
else {
    f = fopen("Kalman.txt", "r");
    fread(*x, sizeof(double), 8, f);
    fread(*P, sizeof(double), 64, f);
    fclose(f);
}

for (i = 0; i < 8; i++) {
    for (j = 0; j < 8; j++) {
        AT[i][j] = A[j][i];
        GT[0][j] = G[j][0];
        if (j < 6) HT[i][j] = H[j][i];
    }
}

double m81[8][1];
double m881[8][8];
double m882[8][8];
//x = A*x + B*u;
MatrixMultiply(&A[0][0], &x[0][0], 8, 8, 1, &m81[0][0]);
for (i = 0; i < 8; i++)
    x[i][0] = m81[i][0];

//P = A*P*A' + G*Q*G';
//A*P*A'
MatrixMultiply(&A[0][0], &P[0][0], 8, 8, 8, &m881[0][0]);
MatrixMultiply(&m881[0][0], &AT[0][0], 8, 8, 8, &m882[0][0]);
memcpy(P, m882, sizeof(P));

```

```

//G*Q*G'
MatrixMultiply(&G[0][0], &Q0, 8, 1, 1, &m81[0][0]);
MatrixMultiply(&m81[0][0], &GT[0][0], 8, 1, 8, &m881[0][0]);

//P = A*P*A' + G*Q*G';
for (i = 0; i < 8; i++)
    for (j = 0; j < 8; j++)
        P[i][j] += m881[i][j];

//K = P*H'/(H*P*H'+R);
double K[8][6];
double m68[6][8];
double m661[6][6];
double m662[6][6];
MatrixMultiply(&H[0][0], &P[0][0], 6, 8, 8, &m68[0][0]);
MatrixMultiply(&m68[0][0], &HT[0][0], 6, 8, 6, &m661[0][0]);
for (i = 0; i < 6; i++)
    for (j = 0; j < 6; j++)
        m661[i][j] += R[i][j];

Inverse(&m661[0][0], 6, &m662[0][0]);
double m861[8][6];
double m862[8][6];
MatrixMultiply(&P[0][0], &HT[0][0], 8, 8, 6, &m861[0][0]);
MatrixMultiply(&m861[0][0], &m662[0][0], 8, 6, 6, &m862[0][0]);
memcpy(K, m862, sizeof(K));

// X = (dZ dbeta dwx dwy dgamma dpsi dbetaw ddelta_betaw)^T;
double z[6];
z[0] = in.Point.z;
z[1] = in.betaR;
z[2] = in.W.x;
z[3] = in.W.y;
z[4] = in.gamR;
z[5] = in.psiR;

//x = x+K*(z - H*x);
double m61[6][1];
MatrixMultiply(&H[0][0], &x[0][0], 6, 8, 1, &m61[0][0]);
for (i = 0; i < 6; i++)
    z[i] -= m61[i][0];
MatrixMultiply(&K[0][0], &z[0], 8, 6, 1, &m81[0][0]);
for (i = 0; i < 8; i++)
    x[i][0] += m81[i][0];

//P = (eye(8) - K*H)*P;
double e[8][8];
for (i = 0; i < 8; i++)
    for (j = 0; j < 8; j++)
        if (i==j) e[i][j] = 1;
        else e[i][j] = 0;

MatrixMultiply(&K[0][0], &H[0][0], 8, 6, 8, &m881[0][0]);
for (i = 0; i < 8; i++)
    for (j = 0; j < 8; j++)
        m882[i][j] = e[i][j] - m881[i][j];

MatrixMultiply(&m882[0][0], &P[0][0], 8, 8, 8, &m881[0][0]);
memcpy(P, m881, sizeof(P));
out.W = x[7][0];
f = fopen("Kalman.txt", "w");

```

```
fwrite(*x, sizeof(double), 8, f);  
fwrite(*P, sizeof(double), 64, f);  
fclose(f);  
  
////////////////////////////////////  
/**/                               Algorithm_Stop();  
/**/  
////////////////////////////////////  
}
```